

**Л. В. БОКШИЦКИЙ, Д. Э. БРУСКИН, Д. Н. ПАСТУХОВ,
В. А. ШУМИХИН**

АВТОМАТИЧЕСКОЕ И ЭЛЕКТРИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1969**

Л. В. БОКШИЦКИЙ, Д. Э. БРУСКИН, Д. И. ПАСТУХОВ,
В. А. ШУМИХИН

АВТОМАТИЧЕСКОЕ И ЭЛЕКТРИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Под редакцией
доктора технических наук
профессора БРУСКИНА Д. Э.*

Утвержден Главнокомандующим Военно-Воздушными
Силами в качестве учебника для подготовки офицеров
запаса по профилям ВВС

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1969

В учебнике излагаются теория и особенности работы систем и конструкции автоматического и электрического оборудования современных летательных аппаратов. Основное внимание в нем уделено освещению вопросов, связанных с принципом действия отдельных видов автоматического и электрического оборудования летательных аппаратов, пояснению физической сущности процессов, происходящих в оборудовании, рассмотрению типовых объектов авиационной техники, а также основных правил ее эксплуатации и обслуживания. В книге отражены и перспективы развития указанного оборудования.

Кроме студентов, книга может быть использована специалистами ВВС по автоматическому и электрическому оборудованию для повышения своих профессиональных знаний.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящий учебник написан в соответствии с программой курса «Автоматическое и электрическое оборудование летательных аппаратов» для студентов высших гражданских учебных заведений для подготовки офицеров запаса по профилям ВВС.

Книга рассчитана на студентов, имеющих хорошую электротехническую подготовку и изучивших теоретические основы электротехники, измерительные приборы, электрические машины и теорию электропривода, поэтому в ней общие вопросы электротехники затрагиваются лишь в том размере, в котором это необходимо для пояснения особенностей конструкции и работы авиационного оборудования.

Д. Э. Брускиным написаны главы 1, 4, 5, 11; Л. В. Бокшицким — главы 10, 13; Д. И. Пастуховым — главы 2, 3, 6, 8; В. А. Шумихиным — главы 7, 9, 12 и § 13.4.

Авторы считают своим долгом выразить глубокую признательность и благодарность коллективу преподавателей Военно-воздушной академии им. профессора Н. Е. Жуковского, Киевского Высшего инженерно-авиационного училища, Московского авиационного института им. Серго Орджоникидзе за ряд ценных указаний и советов, которые они сделали при рецензировании рукописи учебника. Все эти замечания авторами учтены при доработке учебника.

Глава 1

ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭЛЕКТРИФИКАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

§ 1.1. НАЗНАЧЕНИЕ И РОЛЬ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И КРАТКИЙ ОБЗОР ЕГО РАЗВИТИЯ

В настоящее время электрическая энергия находит широкое применение на летательных аппаратах: самолетах, вертолетах, крылатых ракетах, управляемых и неуправляемых снарядах. Она выполняет самые разнообразные функции, тем самым облегчает работу экипажей. Естественно, что полная или хотя бы частичная автоматизация отдельных процессов по управлению самолетом, отдельными агрегатами и установками значительно облегчает работу экипажа самолета (вертолета), позволяет ему сосредоточить свое внимание на выполнении наиболее ответственных задач, исключает возможность ошибочных операций при управлении, увеличивает надежность и безопасность полета.

Автоматизация процессов выполнения боевых операций (бомбометание, перехват и др.), управление полетом самолетов, вертолетов и ракет всех классов немыслимы без использования электрической энергии.

Следует сказать, что повышение скорости, высоты, дальности и безопасности полета современного летательного аппарата в значительной мере зависит от уровня и качества его электрификации.

Источниками энергии на летательном аппарате могут являться: гидравлические, механические, пневматические, химические, пиротехнические и электрические установки.

Если на заре развития авиации мускульной энергии летчика вполне хватало для выполнения всех операций, необходимых для обеспечения полета, то очень скоро оказалось, что ею одной обойтись нельзя. Пришлось прибегнуть к использованию других видов энергии и тем в большей степени,

чем быстрее росли размеры и техническая оснащенность самолетов. На современных самолетах целый ряд операций вообще не может быть выполнен, если использовать только мускульную энергию членов экипажа. Так, например, для уборки шасси на среднем самолете требуется затрата работы, равная примерно 3000 кгм в течение 20—25 сек, а для выпуска посадочных щитков — около 400—500 кгм в течение 5 сек, тогда как средний человек способен производить работу в течение 30—60 сек, равную всего 125 кгм.

Вопрос о применении того или иного вида энергии в каждом конкретном случае решается с учетом всех требований эксплуатации и возможности наиболее рационального использования того или иного вида энергии в этих условиях.

Обычно оказывается возможным в каждом отдельном случае использовать только некоторые из перечисленных видов энергии, причем электрическая энергия является наиболее универсальным видом, т. е. может быть использована почти в любом случае. Это обстоятельство является одним из основных преимуществ применения ее на самолете, так как дает возможность уменьшить число применяемых на самолете видов энергии.

Другими не менее важными преимуществами электрической энергии являются:

а) возможность легко передавать и распределять энергию между потребителями, легко трансформировать в другие виды энергии;

б) удобство автоматизации отдельных операций;

в) меньший вес элементов системы электроснабжения по сравнению с элементами других источников энергии, отсутствие тросов, валов, трубопроводов и т. п.;

г) несколько меньшая уязвимость элементов энергосистем при поражении самолета пулями и осколками снарядов по сравнению с элементами других источников питания.

Впервые в мире идея широкого использования электрической энергии для летательных устройств была высказана нашим соотечественником А. Н. Лодыгиным, который в 1869 г. спроектировал электролет с применением электрического двигателя для привода двух воздушных винтов. Для обеспечения полетов в ночных условиях Лодыгин предусматривал применение на электролете электрического освещения.

Первым видом практического применения электрической энергии на самолетах явилось использование электрической искры для зажигания топливо-воздушной смеси авиадвигателей. За весь период существования авиации в области электрического зажигания наблюдался громадный прогресс, обеспечивший удовлетворение непрерывно возрастающих требований к системе электрического зажигания в связи с увеличением числа цилиндров, степени сжатия, высоты по-

летов, переходом к реактивной технике и т. п. Значительную роль в этом прогрессе сыграли работы академика Кулебакина В. С., который впервые создал теорию рабочего процесса магнето высокого напряжения и в дальнейшем успешно разрешил отдельные вопросы из этой области. Большая заслуга в области развития постоянных магнитов для систем зажигания авиационных двигателей принадлежит замечательным советским ученым члену-корреспонденту Академии наук СССР Ларионову А. Н. и доценту Сенкевичу А. М.

Уже во время первой мировой войны электрическая энергия стала использоваться на самолетах для радиосвязи, и тогда же, по мере внедрения в практику ночных полетов, появились установки электрического освещения сначала внутреннего, затем наружного, а к концу войны и специальные осветительные посадочные средства.

Увеличение высоты полетов и полеты в зимнее время вызвали необходимость обогрева экипажа, ряда приборов, а в последнее время и отдельных частей самолета для предохранения от обледенения. Нагревательные элементы в виде проволочных сопротивлений размещались в одежде летчика (перчатки, наколенники).

На самолетах периода первой империалистической войны в качестве источников электрической энергии использовались генераторы переменного тока мощностью до 200 *ва* с приводом от ветрянки или вала авиадвигателей через ременную или цепную передачу. Основными потребителями энергии были радиотелеграфные искровые установки, для питания которых требовался переменный ток частотой 600—1200 *гц*.

В связи с необходимостью более строгого контроля за работой агрегатов силовой установки начиная с 1925—1926 гг. стали применяться электрические методы измерения неэлектрических величин (электрические тахометры, термометры, бензинометры, газоанализаторы и т. п.).

Требование увеличить скорость полета вызвало необходимость уборки шасси. Начиная примерно с 1930 г., появились убирающиеся шасси сначала с гидроэлектрическим приводом, а затем и с чисто электрическим приводом.

Увеличение мощности авиадвигателей потребовало специальных устройств для раскрутки коленчатого вала при запуске поршневых двигателей. В качестве таких устройств начали применять электрические стартеры прямого или косвенного действия.

Успехи в области самолето- и двигателестроения привели к появлению электрифицированных винтов изменяемого шага (ВИШ), электромеханизмов дистанционного управления отдельными органами самолета и агрегатами двигательной группы, автоматов пикирования, регуляторов температуры и т. п.

Переломным этапом в развитии электрификации самолетов, в особенности привода, явилось создание в Советском Союзе в 1939 г. пикирующего бомбардировщика Пе-2 конструкции В. М. Петлякова, на котором впервые в истории авиации были широко применены дистанционно управляемые силовые электромеханизмы для привода почти всех ответственных органов и агрегатов самолета. На этом самолете были установлены электромеханизмы для привода шасси, стабилизатора, посадочных щитков, управления радиаторами, триммерами, скоростями нагнетателя и др.

Большую работу по электрификации самолетов в это время провели коллективы ученых и инженеров во главе с А. А. Енгибаряном и К. В. Роговым.

Смелый переход на электрическое силовое управление весьма ответственными органами самолета полностью себя оправдал во время Великой Отечественной войны. Лишь спустя 3 года после создания самолета Пе-2 аналогичные электромеханизмы стали широко внедряться на самолетах США, Англии и Германии.

С созданием реактивных самолетов применение электрической энергии на них еще больше начало увеличиваться. Появились следящие электроприводные системы, системы управления электрическими противообледенителями, разнообразная радиотехническая аппаратура и т. д., использующие электрическую энергию. Рост количества потребителей электрической энергии на самолете вызывал, в свою очередь, увеличение мощности источников электрической энергии. Так, если до 1930 г. мощность самолетного генератора не превышала 200 *вт*, то в период 1930—1940 гг. она возросла до 1,5 *квт*, с 1940 до 1950 гг. — до 12—30 *квт* и в настоящее время — до 30—120 *квт*. В связи с таким увеличением мощности самолетного генератора непрерывно повышались требования к нему как в отношении улучшения весовых показателей (увеличение мощности на единицу веса), так и в отношении обеспечения надежной работы в высотных условиях.

Большие заслуги в создании совершенных конструкций самолетных генераторов принадлежат проф. В. И. Полонскому, академику К. И. Шенферу, работы которого в области электрических машин постоянного тока, и в частности по вопросам коммутации, сыграли большую роль при разрешении специфических вопросов, возникших при проектировании генераторов постоянного тока самолетного типа, члену-корреспонденту Академии наук СССР А. Н. Ларионову, которому совместно с доцентом С. В. Краузом принадлежит приоритет по созданию мощных генераторов переменного тока самолетного типа, установленных в свое время на самолете «Максим Горький», а также коллективам конструкторов

ров во главе с проф. А. Ф. Федосеевым и Ф. И. Голгофским.

Первые генераторы самолетного типа были переменного тока, что являлось более удобным для радиоустановок. Затем пришлось перейти на генераторы, работающие на постоянном токе, как вследствие большего его удобства для новых видов электрооборудования, так и по соображениям удобства совместной работы с аккумуляторной батареей. Уровень напряжения бортовой сети сначала был принят 6 в, что механически было заимствовано из автомобильной практики, но очень скоро в связи с увеличением мощности пришлось перейти на 12 в, а затем на 27 в. Повышение напряжения бортовой сети позволило уменьшить вес и сечение проводов сети и упростило их монтаж на летательных аппаратах.

В последние годы в связи с возможностью перевода многих потребителей на питание переменным током и необходимостью значительного уменьшения веса всего комплекса электрооборудования летательного аппарата многие самолеты переводят на систему электроснабжения на переменном токе более высокого напряжения.

За годы советской власти в нашей стране выросла большая армия электротехников — научных работников, конструкторов, инженеров, изобретателей и рационализаторов, работы которых по электрификации летательных аппаратов привели к большим успехам в этой области.

Следует особо отметить деятельность академика В. С. Кулебакина в развитии автоматического и электрического оборудования летательных аппаратов. Можно без преувеличения сказать, что он является создателем авиационной электротехники. Его научные труды в этой области создали предпосылки для создания и проектирования систем электроснабжения летательных аппаратов. Этим крупнейшим ученым создана школа авиационных электротехников в нашей стране.

§ 1.2. РОД ТОКА И ВЕЛИЧИНА НАПРЯЖЕНИЯ БОРТОВОЙ СЕТИ

До Великой Отечественной войны системы электроснабжения летательных аппаратов работали на постоянном токе низкого напряжения. Это вполне себя оправдывало. Сравнительно небольшие мощности генераторов (до 1,5—3 кВт), незначительная протяженность электрической сети и относительно низкие скорости и высоты полетов не служили препятствием к использованию такой системы электроснабжения. Система электроснабжения постоянным током выполняется однопроводной — обратным (минусовым) проводом является масса летательного аппарата. Это дает значительную экономию веса.

Основным преимуществом постоянного тока является удобство совместной работы генератора с аккумуляторной батареей, что повышает надежность работы всей системы в целом и позволяет иметь меньшую установленную мощность генераторов. Использование в качестве источников электрической энергии на самолете одних только аккумуляторных батарей невозможно вследствие большого их веса и габаритов. Преимуществом постоянного тока является также простота параллельной работы нескольких генераторов.

Система постоянного тока низкого напряжения проста, безопасна и удовлетворяет тактико-техническим требованиям для малых и средних летательных аппаратов при полетах на высотах до 20 км при скоростях менее 1800 км/час.

Выбор постоянного тока низкого напряжения для питания системы электроснабжения диктовался следующими соображениями. При низком напряжении уменьшается опасность короткого замыкания; облегчается работа контактных элементов; более надежна работа щеточно-коллекторного узла электрических машин в высотных условиях; потребление энергии на единицу силы света в лампах накаливания и габаритные размеры ламп при низком напряжении меньше, а следовательно, меньше и габариты арматуры; низковольтные лампы прочнее, а лампы малой мощности вообще трудно изготовить на высокое напряжение, так как приходится брать чересчур тонкую и длинную нить; аккумуляторная батарея на малое напряжение меньше по габаритам и легче по весу.

На реактивных самолетах, поступивших на вооружение ВВС после Великой Отечественной войны, количество потребителей электрической энергии значительно возросло, увеличились и мощности генераторов постоянного тока и их число, увеличилась также протяженность электрических сетей. Вследствие низкого напряжения источников питания номинальные токи магистральных сетей крупных самолетов достигают нескольких тысяч ампер. При этом сечения, а следовательно, и вес проводов получаются весьма большими, коммутационная аппаратура возрастает по весу и габаритам, контактные соединения и разъемы получаются не только громоздкими, но и трудно выполнимыми, значительно возрастает и вес электрических машин.

Все это вызвало необходимость изыскания новых систем электроснабжения для летательных аппаратов, особенно для больших самолетов.

Некоторого улучшения электросистемы постоянного тока, не увеличивая веса ее элементов, можно достигнуть повышением напряжения генераторов постоянного тока до 60—120 в. По этому пути пошли, например, в Англии, где в течение ряда лет выпускали самолеты, оборудованные системами

электроснабжения постоянным током напряжением 112 в. Однако при повышении напряжения резко ухудшается коммутация электрических машин постоянного тока, особенно в высотных условиях, что снижает надежность электросистемы в целом.

Появление многочисленных потребителей электрической энергии переменного тока (радиолокационное, радиосвязное и навигационное оборудование, всевозможные системы автоматического управления и т. п.) потребовало преобразования до 30% всей энергии, вырабатываемой генераторами постоянного тока, в энергию переменного тока стабильной частоты с помощью вращающихся преобразователей с низким к. п. д. (до 0,5), большим относительным весом (5—10 кг/кВа) и малым ресурсом работы.

Рост высоты полета чрезвычайно осложнил проблему коммутации цепей постоянного тока и работу щеточно-коллекторного узла, что привело к уменьшению надежности системы электроснабжения на постоянном токе.

Все это вызвало необходимость применения в системах электроснабжения летательных аппаратов генераторов переменного тока. При исследовании данного вопроса выяснилось, что более 85% (по мощности) потребителей электроэнергии на самолете вполне можно перевести на питание переменным током. Кроме того, в данном случае просто решается и проблема охлаждения генераторов переменного тока, поскольку они могут быть выполнены бесконтактными.

Основными преимуществами систем электроснабжения, работающих на переменном токе, перед системами, работающими на постоянном токе, являются:

- легкость трансформации напряжения, что особенно важно для передачи и распределения электрической энергии при большой протяженности сети и возможности получения оптимальных напряжений для отдельных видов потребителей;

- отсутствие коллектора, что позволяет повысить генерируемое напряжение до 120/208 в, а следовательно, значительно снизить вес сети;

- меньший вес электрических генераторов переменного тока, больший к. п. д., отсутствие в таких генераторах контактных устройств, что облегчает их эксплуатацию и увеличивает надежность;

- отсутствие электролиза, а следовательно, коррозии летательных частей самолета в случае однопроводной сети;

- простота преобразования в постоянный ток с помощью статических выпрямителей (для получения постоянного тока высокого напряжения).

Однако применение переменного тока вызывает и ряд трудностей: нужно иметь привод, обеспечивающий постоянную скорость вращения генератора для получения тока

постоянной частоты, поскольку генератор обычно приводится во вращение от авиационного двигателя, который в зависимости от режима полета имеет переменную скорость вращения; сложно обеспечить параллельную работу нескольких генераторов с приводом от авиадвигателей. Нельзя использовать аккумуляторные батареи в качестве резерва.

При разрешении вопроса о выборе рода тока в качестве основного следует учитывать характеристики потребителей. С этой точки зрения постоянный ток удобнее для механизмов, требующих применения электродвигателей с большим пусковым моментом и регулированием скорости, для всякого рода электромагнитов, индикаторных приборов и цепей управления.

Переменный ток удобнее для механизмов, не требующих электродвигателей с большим пусковым моментом и регулирования их скорости вращения, для установок радиосвязи (уменьшение помех радиоприему и возможность иметь необходимые напряжения), для электроприборов синхронной связи (сельсинов), дистанционных компасов и приборов, работающих на принципе феррорезонанса, для потребителей, требующих постоянный ток высокого напряжения, получение которого от электромеханических преобразователей затруднено. В этих случаях напряжение переменного тока повышается трансформатором, а затем выпрямляется.

Наиболее оптимальным вариантом системы переменного тока считается трехфазная система частотой 400 гц для самолетов (1200—2000 гц для ракет) и напряжением 120/208 в (звезда с заземленной нейтралью), которая по весу меди проводки примерно эквивалентна однопроводной системе постоянного тока напряжением 120 в.

Что касается оптимальной величины напряжения бортовой сети, то она зависит в основном от установленной мощности генераторов, числа и характера потребителей, установленных на летательном аппарате, т. е. в значительной мере связана с типом летательного аппарата.

В настоящее время все системы электроснабжения летательных аппаратов, существующие в мировой практике, могут быть сведены к четырем большим группам.

Первая группа (рис. 1.1) — это система, в которой в качестве основного вида электроснабжения используется постоянный ток низкого напряжения. Переменный ток стабильной частоты получается преобразованием постоянного тока в переменный. Обычно это выполняют преобразователи — вращающиеся двигатель-генераторные агрегаты.

Вторая группа (рис. 1.2) — это система переменного тока нестабильной («гуляющей») частоты. Для значительной части потребителей безразлично, какой частотой они будут питаться. Генератор приводится во вращение от авиацион-

ного двигателя, и основная часть потребителей подключается к напряжению генератора переменной частоты (400—

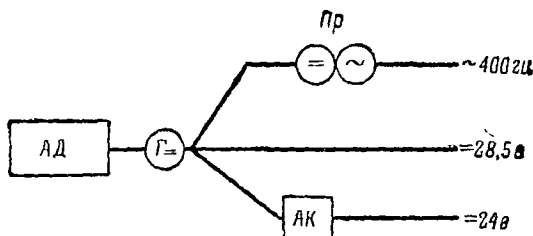


Рис. 1.1. Структурная схема системы электро-снабжения на постоянном токе:

АД — авиационный двигатель; Г — генератор; Пр — преобразователь; АК — аккумулятор

900 гц). Для получения постоянного тока низкого напряже-ния используются выпрямители, а для получения перемен-

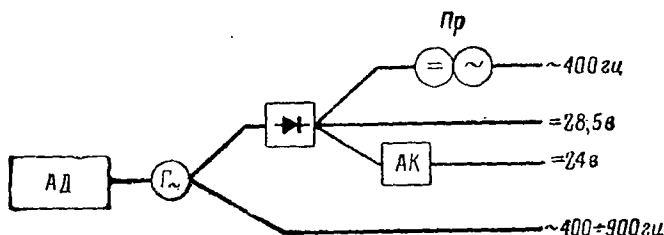


Рис. 1.2. Структурная схема систем электроснабжения на переменном токе нестабильной частоты:

Г — генератор; Пр — преобразователь; АК — аккумулятор

ного тока стабильной частоты, кроме выпрямителей, приме-няются еще вращающиеся преобразователи.

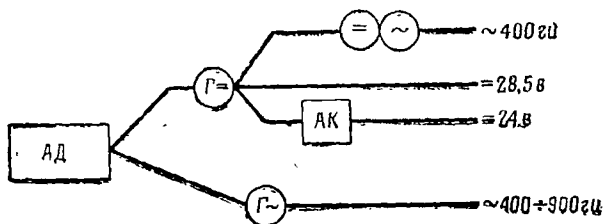


Рис. 1.3. Структурная схема смешанной системы элек-троснабжения:

Г — генератор постоянного тока; Г~ — генератор переменного тока; Пр — преобразователь; АК — аккумулятор

Третья группа (рис. 1.3) — это система, имеющая два основных генератора как переменного, так и постоянного тока. В данной системе генератор переменного тока имеет

изменяющуюся частоту, а что касается генератора постоянного тока, то электроснабжение получится аналогичным электроснабжению первой группы.

Указанные выше три системы не используют систему генерирования переменного тока стабильной частоты.

В четвертой группе используются системы генерирования переменного тока стабильной частоты как основной системы электроснабжения.

На рис. 1.4, а представлена система электроснабжения, когда между авиационным двигателем и синхронным генератором включается устройство, преобразующее переменную

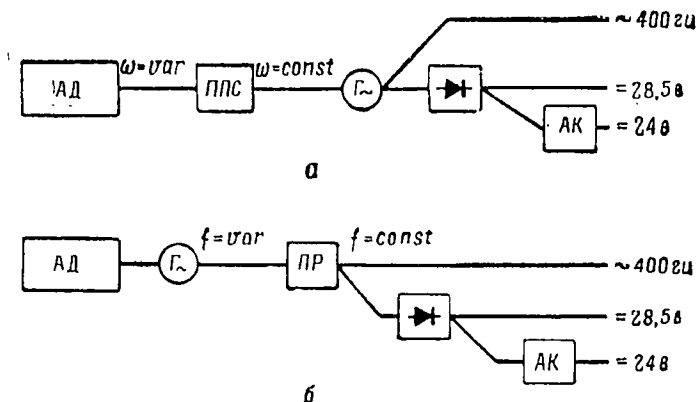


Рис. 1.4. Структурные схемы системы электроснабжения переменным током стабильной частоты:

Г — генератор; ППС — привод постоянной скорости; ПР — статический преобразователь частоты; АК — аккумулятор

скорость вращения авиационного двигателя в постоянную скорость вращения генератора (привод постоянной скорости — ППС). Такие приводы в настоящее время разработаны. Как правило, они бывают либо гидравлическими, либо воздушными. Более подробно о таких устройствах будет сказано в главе 4. На рис. 1.4, б показана схема генерирования электрической энергии стабильной частотой с использованием статических преобразователей частоты. В такой системе генератор, приводимый во вращение от авиационного двигателя, имеет переменную скорость вращения и переменную частоту. После генератора включается статический преобразователь частоты, выполненный на полупроводниковых приборах. Статические преобразователи частоты могут быть выполнены по различным принципиальным схемам (подробней см. главу 4).

Наиболее перспективными являются системы электроснабжения переменного тока стабильной частоты (рис. 1.4, а и 1.4, б).

§ 1.3. ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Все электрическое оборудование летательных аппаратов в зависимости от назначения каждого его элемента может быть подразделено на три основные группы:

1. Источники электрической энергии и преобразователи, их защитные и регулирующие устройства.

2. Система передачи и распределения энергии.

3. Потребители электрической энергии.

В первую группу входят:

а) электрические генераторы постоянного и переменного тока;

б) химические источники тока;

в) преобразователи электрической энергии, включающие электромашинные преобразователи всех типов;

г) выпрямители, трансформаторы, умножители напряжения и другие устройства;

д) регулирующая и защитная аппаратура, включающая регуляторы напряжения и частоты;

е) устройства для защиты генераторов от обратных токов и обратной мощности, защиты от перенапряжений и перегрузок;

ж) устройства, обеспечивающие автоматическое распределение активных и реактивных мощностей между параллельно работающими генераторами, и другие устройства.

Составными элементами второй группы являются:

а) электрическая (бортовая) сеть, включающая различные провода и жгуты;

б) аппаратура коммутационная, управления и защиты;

в) аппаратура распределительных устройств;

г) контрольно-измерительные приборы, с помощью которых ведется наблюдение за режимом работы электрической системы летательного аппарата;

д) монтажное и установочное оборудование (разъемы, распределительные устройства, пульты и т. п.).

К третьей группе (потребители электрической энергии) относятся:

а) электрические двигатели, электромагниты и иные устройства, служащие для приведения в действие и управления исполнительными механизмами, агрегатами и различными органами летательного аппарата;

б) осветительные и светосигнальные устройства (наружные, внутренние, сигнальные и контрольные);

в) противообледенительные и обогревательные устройства, а также холодильные установки;

г) пусковые устройства (электрические стартеры для запуска авиационных двигателей и т. д.);

д) электрифицированное вооружение, включающее турельные установки, электромагнитные спуски, замки, электробомбосбрасыватели, фотокинопулеметы и др.;

е) средства связи и радиоаппаратура (навигационная и локационная);

ж) аппаратура аэрофотосъемки;

з) установки автоматического управления, вычислительные машины;

и) контрольно-измерительная аппаратура и приборы, принцип действия которых основан на использовании электрической энергии, термометры, тахометры, топливомеры, компасы и т. п.;

к) система электрического зажигания.

§ 1.4. ОСОБЕННОСТИ УСЛОВИЙ РАБОТЫ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Как отдельные элементы, так и весь комплекс сложного и разнообразного оборудования летательного аппарата работает в условиях, значительно отличающихся от условий, в которых действует наземное оборудование. Эти условия являются весьма сложными и тяжелыми. Они характеризуются широким диапазоном изменения температуры, давления, плотности, влажности и электропроводности воздуха, наличием механических сил, действующих на оборудование, изменением положения оборудования в пространстве, наличием паров топлива и масла. Таким образом, основные особенности работы электрооборудования летательных аппаратов связаны с высотой и скоростью полета, а также с механическими нагрузками и особенностями, обусловленными условиями эксплуатации и размещения оборудования.

Современные летательные аппараты должны совершать полеты независимо от погоды, в сложных метеорологических условиях, на больших высотах. Как известно, свойства атмосферы зависят от высоты. С увеличением высоты понижается давление, уменьшается плотность и изменяется температура воздуха. Температура атмосферного воздуха у поверхности земли может достигать -60°C зимой и $+50^{\circ}\text{C}$ летом. С высотой температура убывает на $5-7^{\circ}$ на каждый километр. Начиная с 11 км и примерно до 35 км температура мало изменяется с высотой, составляя зимой и летом около -50°C (в средних широтах).

Работа авиадвигателя и различных агрегатов, установленных на летательном аппарате, сопровождается выделением тепла. Это приводит к сильному нагреву расположенных вблизи них объектов электрооборудования. Например, температура мест крепления элементов электрооборудования на авиадвигателе может достигать 250°C и выше.

При полетах на больших скоростях, превышающих скорость звука, поверхность летательного аппарата нагревается вследствие сильного сжатия воздуха в пограничном слое. Если средняя температура нагрева обшивки на высотах около 25—30 км при скорости полета, соответствующей числу $M=1$, составляет 10—25°С, то при скорости полета, соответствующей числу $M=4$, она может достигать 400—600°С. Температура воздуха внутри летательного аппарата будет примерно такая же, как и температура обшивки.

Давление атмосферного воздуха у поверхности земли в средних широтах изменяется в пределах 730—780 мм рт. ст. С увеличением высоты давление падает. На высоте 12 км давление атмосферного воздуха примерно в 6 раз меньше давления у земли, а на высоте 20 км — в 16 раз. На высоте 35 км давление составляет около 4 мм рт. ст.

Плотность воздуха прямо пропорциональна давлению и обратно пропорциональна температуре. С увеличением высоты плотность воздуха уменьшается. На высоте 12 км плотность воздуха примерно в 4 раза меньше плотности воздуха у земли, на высоте 20 км — в 14 раз.

Влажность воздуха (содержание в воздухе водяных паров) также изменяется. При данной температуре в воздухе может находиться только определенное количество водяных паров, например, при +15°С предел насыщения равен около 12 г/м³, а при —20°С — 1 г/м³. По мере удаления от уровня моря количество влаги в атмосфере убывает вследствие удаления от источников влаги, находящихся на земной поверхности, и падения температуры с увеличением высоты. На высотах выше 9—10 км водяные пары почти полностью отсутствуют в воздухе.

Степень насыщенности воздуха водяными парами характеризуют относительной влажностью, под которой понимают отношение количества водяного пара в 1 м³ воздуха к количеству, которое насыщало бы воздух при той же температуре. В реальных условиях относительная влажность воздуха может достигать 95—98%.

Электропроводность воздуха при нормальных атмосферных условиях чрезвычайно мала, и только очень высокие напряжения могут создать заметный электрический ток. С высотой она возрастает в связи с уменьшением плотности и увеличением интенсивности ионизации воздуха под действием космических лучей и ультрафиолетовых лучей солнца.

К механическим силам, действующим на летательный аппарат и его оборудование, относятся: силы инерции, возникающие при появлении ускорения и действующие длительно без перемены знака; вибрационные силы, обусловленные наличием на летательном аппарате вибраций, эти силы периодически меняют свое направление; аэродинамические силы,

возникающие вследствие воздействия на летательный аппарат или его отдельные части аэродинамического потока воздуха; ударные силы, возникающие при посадке и взлете летательного аппарата, работе его агрегатов и систем (например, оружия).

Когда летательный аппарат испытывает ускорение, все элементы электрооборудования подвергаются перегрузке. Наибольшие перегрузки возникают от действия сил инерции при взлете и выполнении фигур высшего пилотажа. На самолетах перегрузка может достигать 12 g (т. е. сила инерции, действующая на объект, может быть в 12 раз больше веса объекта); на ракетах — несколько десятков и даже сотен g.

Величина вибрационной перегрузки зависит от частоты и амплитуды вибрации. На летательных аппаратах наблюдаются вибрации в диапазоне частот от 0,5 до 500 гц и выше с амплитудами до 2,5 мм. Вибрационные перегрузки для объектов, устанавливаемых на авиадвигателе, могут достигать 10 g.

Изменение физических свойств окружающего воздуха оказывает влияние на работу электрооборудования летательного аппарата.

Изменение температуры вызывает изменение электрического сопротивления проводов, емкости аккумуляторов, вязкости смазочных веществ, применяемых в исполнительных механизмах электроприводов, и вследствие этого — изменение момента сопротивления электродвигателей, формы и размеров деталей, применяемых в электротехнических устройствах, механической прочности материалов и т. д. Так, например, при температуре $+50^{\circ}\text{C}$ электрическое сопротивление медных и алюминиевых проводов приблизительно в 1,4 раза больше, чем при температуре -60°C .

Изменение плотности, влажности и электропроводности воздуха влечет за собой изменение условий коммутации в электрических машинах постоянного тока, сопротивления изоляции, продолжительности горения электрической дуги и т. д. Так, например, продолжительность горения электрической дуги при напряжении 24 в на высотах 15—16 км удваивается по сравнению с продолжительностью горения у земли.

С изменением температуры и плотности воздуха изменяются условия охлаждения электрических машин, аппаратов и проводов. С подъемом на высоту, несмотря на понижение температуры атмосферного воздуха, удельная теплоемкость воздуха из-за уменьшения плотности снижается. Это ухудшает условия охлаждения электрических машин, аппаратов и проводов.

Механические силы, действующие на электротехнические установки, могут привести к различного рода повреждениям,

например, к обрыву проводов и обмоток, особенно в местах их пайки, к появлению трещин и порче электроизоляционных материалов, к ускоренному износу осей и подшипников в электромеханизмах, к нарушению нормальной работы упругих и подвижных элементов электроаппаратов (пружин, якорей электромагнитов и т. п.).

Надежная работа электрооборудования в условиях изменяющихся физических свойств среды и непрерывного воздействия вибраций и механических сил возможна лишь при строгом учете этих условий при конструировании и в процессе эксплуатации электрооборудования.

§ 1.5. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЮ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Важность и сложность функций, выполняемых электрооборудованием летательного аппарата, определяют первое и основное требование к нему — надежность и безотказность действия. Из условий обеспечения его вытекает и ряд других требований, отличных от требований, предъявляемых к аналогичным видам наземного электрооборудования, например к автомобильным или стационарным наземным установкам промышленного типа.

Выполнение этого основного требования заставляет в ряде случаев применять специальные конструкции и материалы, использовать совершенно иные принципы при конструировании отдельных элементов и установок и руководствоваться другими соображениями при проектировании всей системы в целом. Кроме того, необходимо иметь в виду, что сроки службы электрооборудования летательных аппаратов устанавливаются более короткие, чем аналогичных видов обычного наземного оборудования, и что требование «дешевизны» в некоторых отдельных случаях не является решающим.

В общем случае отдельные требования могут оказаться противоречивыми (например, иметь минимальные веса и габариты и максимальную прочность), и тогда задачей конструктора является найти компромиссное решение, обеспечивающее основные требования, которые являются решающими для данного конкретного случая.

Ниже излагаются тактико-технические требования к самолетному оборудованию, разработанные с учетом условий работы электрооборудования и его назначения.

1. Надежность и безотказность работы. Кроме надежности и безотказности работы каждого элемента электрооборудования, должны быть обеспечены: защита отдельных объектов (источников электрической энергии потребителей и сети) в случае аварий и коротких замыканий; блокировка

для предотвращения возможных ошибок при управлении, которые могут привести к авариям; автоматическое поддержание работы оборудования в условиях всякого рода чрезвычайных режимов возможно более долгое время (пониженное напряжение срабатывания для электромагнитов, дублированные цепи питания ответственных потребителей и т. п.).

2. Минимальные веса и габариты. Вес оборудования современного самолета составляет значительную величину, примерно равную полезной нагрузке самолета.

Экономия в весе оборудования позволяет увеличить запас горючего, т. е. длительность полета, потолок и скорость набора высоты, полезную нагрузку, броню самолета или боезапас, а также уменьшить посадочную скорость и разбег при взлете.

Необходимо учитывать, что кроме веса самого оборудования обычно приходится учитывать вес дополнительных опорных конструкций и крепежного материала для установки этого оборудования на самолете.

При проектировании самолетного электрооборудования приходится считаться не с обычным весом («мертвым» весом) данного объекта, а с так называемым аэродинамическим, или полетным, весом.

Полетный вес электроагрегата в отличие от устанавливаемого, или «мертвого», веса учитывает все дополнительные веса, которые неизбежно связаны с установкой данного агрегата, и позволяет оценить его действительную «тяжесть» для летательного аппарата. Так, например, полетный вес генератора складывается из веса самого генератора, дополнительного веса конструкции летательного аппарата, вызванного установкой генератора, дополнительного веса авиадвигателя, топлива, смазки, обусловленных отбором мощности от авиадвигателя на привод генератора, а также веса системы охлаждения генератора.

Из перечисленного видно, что отдельные слагающие веса зависят от скорости, высоты и продолжительности полета.

Полетный вес генератора зависит от потребляемой им мощности и времени его работы. Потребляемая мощность, в свою очередь, зависит от полезной мощности и к. п. д. При заданной полезной мощности уменьшение к. п. д. ведет к увеличению добавочного веса и тем большему, чем больше время работы генератора.

Для объектов с кратковременным режимом работы, как правило, добиваются меньшего «мертвого» веса, «жертвуя» для этой цели к. п. д.

Для уменьшения «мертвого» веса приходится прибегать к повышению нагрузок на активные материалы, что ведет к более высоким перегревам и требует либо особой изоляции, либо лучшего охлаждения, а также применять специальные

высококачественные материалы для отдельных деталей конструкции.

Минимальные габариты элементов оборудования необходимы главным образом для освобождения пространства внутри самолета, которое и без того мало. Кроме того, увеличение габаритов оборудования может потребовать увеличения отдельных частей самолета, что приводит к увеличению веса конструкции самолета, а иногда и к ухудшению аэродинамических свойств из-за увеличения лобового сопротивления.

Требования меньшего веса и габаритов элементов оборудования обычно не противоречат друг другу, но обеспечение их часто приводит к увеличению стоимости летательного аппарата. Следует, однако, отметить, что в большинстве случаев увеличение стоимости вполне оправдывается важностью выполняемых самолетом функций, а также обеспечением безопасности полета.

3. Прочность (механическая, электрическая и термическая) **и химическая стойкость.**

Механическая прочность. Кроме обычных требований к оборудованию летательных аппаратов в отношении прочности к нему предъявляются дополнительные требования по устойчивости против вибраций. На самолете в полете появляются вибрации с различными частотами и амплитудами, результатом которых являются переменные по направлению ускорения, действующие на различные элементы оборудования. Максимальная величина вибраций, если считать их примерно синусоидальными, равна

$$g_{\text{макс}} = a\omega^2 = a4\pi^2 f^2,$$

где a — амплитуда вибраций.

Помимо переменных по направлению ускорений, на оборудование могут действовать значительные ускорения одного направления, возникающие при пикировании, резком изменении скорости полета, разворотах самолета и т. д.

Поэтому все элементы электрооборудования проходят специальные испытания на вибрационную прочность на специальных стендах. Некоторые объекты, устанавливаемые на двигателе (например, генераторы), подвергаются испытаниям непосредственно на двигателе.

Коммутационная аппаратура испытывается на многократные включения.

Теоретическими исследованиями установлено, что элементы оборудования должны выдерживать динамические нагрузки, создаваемые ускорениями до $10 g$ (g — ускорение силы тяжести).

При испытаниях на вибрационную прочность не должно наблюдаться излома проводов в местах паяк, растрескивания

мастики, выскакивания пробок, выпадения активной массы в аккумуляторах, всякого рода механических повреждений и поломок, значительных изменений переходного сопротивления (более 10%), жестких и других контактных соединений и т. п.

Специфическим требованием к механической прочности элементов оборудования боевых самолетов является следующее. Материалы, идущие на изготовление различных элементов оборудования, не должны давать мелких острых осколков при поражении снарядами, могущих поранить членов экипажа. Электропроводка на самолете должна несколько выгибаться, чтобы при простреле одного или нескольких проводов жгута не было разрыва остальных.

Электрическая прочность определяется в основном требованиями к изоляции (толщине и качеству) и к допустимым расстояниям между токоведущими частями и металлической массой как по поверхности изоляции, так и по воздуху.

Критерием электрической прочности являются следующие напряжения: для проводов — 300 в, генераторов — 1000 в, радиоумформеров — $U = 2U_H + 1000$ в, для электродвигателей, реле, коммутационной аппаратуры, электрифицированного вооружения, установок обогрева и т. п. — 500 в. Другим критерием электрической прочности является сопротивление изоляции, которое для отдельных частей и элементов оборудования, а также бортовой сети не должно быть меньше 1 Мом, а для цепей с питанием высоким напряжением от преобразователей — не менее 5 Мом.

Термическая прочность. Требования к термической прочности предусматривают возможность перегрузок отдельных элементов оборудования и устанавливают допустимые перегревы превышений над температурой окружающей среды при нормальном атмосферном давлении и температуре +50° С.

Значения перегрузок устанавливаются в зависимости от рода, назначения и характера работы оборудования.

Провода и коммутационная аппаратура, длительно работающие под током, должны выдерживать 200% перегрузки в течение 5 мин за 2 час работы; электродвигатели и аппаратура, работающие в повторно-кратковременном режиме, — 100%-ную нагрузку при удлиннном вдвое рабочем периоде; лампы и фары — напряжение 115% номинального в течение 5 мин (лампы) и 1 мин (фары).

Все испытания на нагрев производятся сначала при номинальной нагрузке и номинальном режиме до установившегося теплового состояния, после чего дается перегрузочный режим.

Химическая стойкость. Требования к оборудованию в отношении химической стойкости предусматривают в основном уменьшение коррозии металлических частей под влиянием влаги, соли (для морской авиации), паров керосина, масла и т. п. В этих целях нужно применять материалы, устойчивые против коррозии (кадмированное железо), а алюминиевые детали покрывать специальными антикоррозийными красками, лаками и т. п.

Поскольку пары керосина и масла вредно влияют на изоляцию, то ее нужно изготавливать из материалов, устойчивых к ним, и препятствовать попаданию капель керосина и масла внутрь оборудования (герметические конструкции и маслозащитные устройства, как, например, в генераторах).

4. Удобство и безопасность в обращении, безопасность в отношении пожара и взрыва. Элементы оборудования, контрольная, измерительная и сигнальная аппаратура должны быть расположены таким образом, чтобы обеспечивалось удобное наблюдение за ними и управление аппаратурой, для чего рукоятки (тумблеры и т. д.) должны иметь удобную форму.

С точки зрения безопасности в обращении с оборудованием нужно избегать острых выступающих краев и углов, устранять возможность соприкосновения с проводами и деталями, находящимися под высоким напряжением или имеющими температуру выше 70°C , предотвращать возможность ожога электрической дугой при размыкании или неплотном прилегании контактов и т. п.

Требования пожарной безопасности кроме обычных мер, предупреждающих возникновение пожара, предусматривают широкое применение специальных огнестойких материалов (в частности, изоляции) или материалов, скорость горения которых в горизонтальном направлении не превышает 100 мм/мин.

Безопасность в отношении взрыва (взрывобезопасность) является одним из важных требований к оборудованию. Однако полное удовлетворение этого требования затруднено по конструктивным соображениям. Обычно под взрывобезопасностью понимается локализация взрыва внутри объекта без каких-либо вредных последствий для сопряженной работы с объектом системы.

5. Независимость работы электрооборудования от положения самолета в пространстве, скорости полета и ускорений. Конструкции всех объектов и элементов оборудования должны быть таковы, чтобы обеспечить нормальную их работу при любом положении в пространстве. В частности, не должны срабатывать отдельные элементы или самопроизвольно включаться и выключаться контакты под действием собственного веса или сил инерции, возникающих вследствие

всякого рода ускорений при вибрациях, пикировании, виражах и т. п.; не должен выливаться электролит из аккумуляторных батарей, не должны выскакивать пробки и т. п.

6. Независимость работы электрооборудования от давления, температуры и влажности среды. Самолетное электрооборудование по техническим условиям должно обеспечивать нормальную работу при изменениях температуры от $+60$ до -60°C ; при изменениях давления от 790 до 150 мм рт. ст. и при 100% влажности.

При подъеме на высоту снижается давление, уменьшаются плотность воздуха и потенциал ионизации и понижается температура. Уменьшение плотности воздуха ухудшает отвод тепла, что в известной мере компенсируется понижением температуры. Однако в конечном итоге охлаждение объектов электрооборудования ухудшается, тем более что многие из них стоят в кабинах и на двигателях, где даже на больших высотах температура может быть до $+30^{\circ}$ и выше.

Снижение потенциала ионизации ухудшает условия коммутации, создает возможность пробоя изоляции, появления короны, поверхностных разрядов и дуги при более низких напряжениях.

Наличие сухого трения на больших высотах вследствие малого количества кислорода и паров воды очень сильно увеличивает износ щеток, поэтому щетки для высотных полетов нужно изготавливать из специальных материалов. Низкая температура снижает емкость аккумуляторных батарей, поэтому они должны устанавливаться в специальных утепленных ящиках (контейнерах), иногда с подогревом. Кроме того, в зимних условиях должна быть увеличена плотность электролита.

В целях предотвращения изменения упругих свойств пружин применяется обогрев некоторых приборов и механизмов.

Загустевание смазки и возможность обледенения механизмов самолета требуют повышенных пусковых моментов электродвигателей для ряда устройств при низких температурах.

При широком изменении температур изоляция должна быть, с одной стороны, достаточно теплоустойчивой, а с другой стороны, морозоустойчивой, т. е. чтобы она при температурах $+60$ ÷ -60° не теряла своих механических и электрических свойств.

Вода, попавшая при эксплуатации самолета в элемент электрооборудования (из-за конденсации влаги при резких переходах от высоких температур к низким, во время дождя, при попадании снега на самолет и последующем его таянии), вызывает ухудшение его работы, а в некоторых случаях — отказ в работе. Поэтому элементы электрооборудования должны конструироваться так, чтобы в них не попадала вода

в условиях эксплуатации или во всяком случае могла быть немедленно удалена из элементов.

7. Отсутствие помех для работы радиостанций и магнитных компасов. В некоторых проводах электрооборудования проходит ток большой величины. Это приводит к образованию сильных местных магнитных полей, которые могут влиять на показания приборов и магнитных компасов. Поэтому такие провода следует удалять от приборов и магнитных компасов на возможно большее расстояние, соответствующим образом располагать их, чтобы снизить результирующее поле, или для этой цели ставить магнитные экраны.

Пульсации напряжения на коллекторе, вибрирующие контакты регуляторов, всякого рода нестационарные процессы в электрических цепях, а главное работа системы зажигания вызывают появление токов высокой частоты и излучение электромагнитных волн, которые могут восприниматься антенной приемной радиостанции и мешать радиоприему. Эти токи могут также проникать в приемник по проводам через цепи накала. Для устранения указанных помех применяются экранировка их источников и целых участков линий, а также специальные фильтры, препятствующие проникновению токов высокой частоты по проводам в приемные устройства.

8. Быстрая готовность к действию. В этом отношении электрооборудование является наиболее эффективным по сравнению с другим оборудованием самолетов.

9. Простота ухода и эксплуатации. По своей конструкции элементы электрооборудования должны быть достаточно простыми, чтобы их могли в короткое время освоить инженерно-технический состав строевых частей ВВС.

Самолетное оборудование должно быть взаимозаменяемым, отдельные узлы и элементы его унифицируются, чтобы иметь минимум запасных частей и объектов.

Конструкция, крепление и расположение элементов оборудования должны обеспечивать легкость и быстроту замены, контроля и проверки в полевых условиях.

Частота замены и капитального ремонта сводятся до минимума.

10. Низкая стоимость. Это требование особенно существенно для элементов электрооборудования массовой продукции, например авиационных свеч. Однако для целого ряда ответственных объектов требование более низкой стоимости становится второстепенным, если за счет увеличения стоимости можно получить более совершенные устройства, а следовательно, и более надежные.

ГЛАВА 2

ХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ТОКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

§ 2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Химические источники тока представляют устройства, в которых происходит непосредственное преобразование химической энергии в электрическую.

По типу электрохимической системы они могут быть разделены на три группы: гальванические элементы с необратимыми электрохимическими процессами, называемые первичными элементами, гальванические элементы с обратимыми электрохимическими процессами, называемые аккумуляторами (вторичные элементы), и топливные элементы.

Первичные элементы используются главным образом на летательных аппаратах одноразового действия для питания слаботочных цепей.

В аккумуляторе активные вещества, израсходованные в процессе разряда, восстанавливаются при пропускании через него тока от постороннего источника электрической энергии. Поэтому такой элемент способен не только отдавать электрическую энергию во внешнюю цепь, но и накапливать (аккумулировать) энергию. Благодаря возможности многократного использования аккумуляторов, а также возможности накапливать в них большое количество энергии эти химические источники тока получили широкое применение в авиации в качестве основных и вспомогательных источников электрической энергии.

Авиационные аккумуляторы выпускаются двух видов: для использования их на летательных аппаратах (бортовые аккумуляторы) и для использования только на земле при обслуживании летательных аппаратов (аэродромные аккумуляторы).

Бортовые аккумуляторы предназначены:

а) для питания электрических стартеров и другой аппаратуры при автономном запуске авиадвигателей;

б) для питания основных потребителей в полете при выходе из строя генератора;

в) для питания электрических установок перед взлетом, при посадке, а также при рулении самолета, когда генераторы могут быть отключены от сети;

г) для проверки работы отдельных (маломощных) элементов электрооборудования на земле при отсутствии аэродромного аккумулятора.

Необходимо отметить, что на тяжелых самолетах с большим количеством потребителей электроэнергии возможности аккумулятора как резервного источника питания ограничены. При выходе из строя генератора аккумулятор может обеспечить питанием только небольшую часть потребителей, наиболее важных с точки зрения безопасности полета.

В качестве бортовых аккумуляторов на летательных аппаратах используются свинцовые, серебряно-цинковые и в некоторых случаях кадмиево-никелевые аккумуляторы.

Аэродромные аккумуляторы предназначены:

а) для питания потребителей электроэнергии летательного аппарата на земле при проверках, при проведении предварительной и предполетной подготовки, а также при выполнении регламентных работ;

б) для питания электрических цепей при запуске авиационных двигателей.

В качестве аэродромного аккумулятора пока используются только свинцовые аккумуляторы.

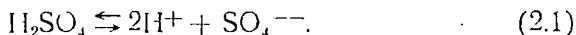
На некоторых летательных аппаратах начинают получать применение топливные элементы. Хотя топливный элемент был изобретен свыше ста лет тому назад, но практическое его использование стало возможным только теперь, благодаря большим достижениям в исследовании процессов в этом устройстве, достигнутым за последние годы.

§ 2.2. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СВИНЦОВОГО АККУМУЛЯТОРА

Свинцовый аккумулятор, как и всякий химический источник тока, состоит из следующих основных частей: положительного и отрицательного электродов, электролита и сосуда, куда помещаются электроды и электролит. Электроды выполняются обычно в виде пластин.

В полностью заряженном аккумуляторе активным веществом положительной пластины является двуокись свинца PbO_2 (коричневого цвета), а отрицательной пластины — губчатый свинец Pb (металлического цвета). Электролитом служит 20—30 % -ный водный раствор серной кислоты.

В водном растворе молекулы серной кислоты диссоциированы на ионы водорода, несущие положительный заряд (H^+), и сульфат-ионы, несущие отрицательный заряд (SO_4^{--}):



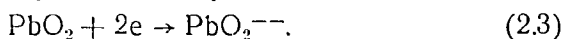
При этом электроды, будучи помещенными в раствор, приобретают определенный электрический потенциал по отношению к электролиту. Атомы свинца отрицательного электрода становятся положительными ионами двухвалентного свинца Pb^{++} , освобождая по два электрона:



Освободившиеся электроны остаются на электроде, сообщая ему отрицательный заряд.

Ионы свинца Pb^{++} связаны с ионами сульфата SO_4^{--} диссоциированной серной кислоты.

На положительном электроде происходит обратная картина. Здесь молекулы двуокиси свинца захватывают электроны электрода и заряжаются отрицательно



Электрод, лишившись электронов, приобретает положительный заряд.

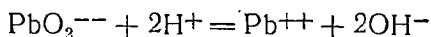
Отрицательные ионы двуокиси свинца PbO_2^{--} оказываются связанными с положительными ионами водорода H^+ . При замыкании внешней цепи аккумулятора электроны, освободившиеся на отрицательном электроде, поступают через внешнюю цепь к положительному электроду, компенсируя потерю его электронов на ионизацию молекул двуокиси свинца.

Таким образом, при включении аккумулятора на разряд нарушается установившееся до того равновесное состояние заряженных частиц и в нем протекают электрохимические реакции по уравнениям:

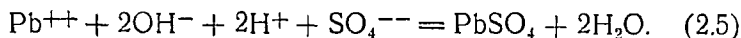
на отрицательной пластине



на положительной пластине

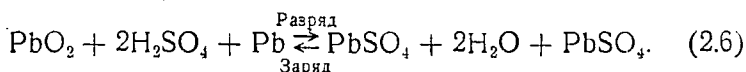


и дальше



Из уравнений (2.4) и (2.5) видно, что при разряде аккумулятора на обеих пластинах образуется сернокислый свинец (сульфат свинца), а у положительной пластины, кроме того, вода и поэтому концентрация (плотность) электролита в соуде понижается.

Суммарное уравнение процессов разряда и заряда в свинцовом аккумуляторе в общем виде может быть записано так:



При протекании реакции слева направо происходит разряд аккумулятора, а справа налево — заряд его.

Теоретически разряд аккумулятора может вестись до полного превращения активного вещества пластин в сульфат свинца. Практически этого достичь не удастся, так как в процессе разряда образующийся на поверхности пластин сульфат свинца постепенно закрывает поры пластин, препятствуя проникновению электролита внутрь пластин. В результате этого глубоколежащие слои активного вещества не используются. Не может быть использована и вся кислота, находящаяся в электролите, так как образующаяся в процессе разряда аккумулятора вода оказывает большое сопротивление электрическому току.

При заряде аккумулятора, т. е. при пропускании через него тока от постороннего источника электрической энергии, происходит восстановление активного вещества пластин. Сульфат свинца положительной пластины превращается в двуокись свинца, а отрицательной — в губчатый свинец. При этом происходит образование серной кислоты, в результате чего плотность электролита повышается.

Для получения от аккумулятора 1 а·ч емкости в нем должно быть израсходовано определенное количество активных веществ, а именно: свинца — 3,866 г, двуокиси свинца — 4,463 г, серной кислоты — 3,66 г.

Учитывая, что при разряде аккумулятора невозможно полное использование активных материалов, для получения единицы емкости их берут больше, чем указано выше. В связи с этим введено понятие о коэффициенте использования активного вещества пластин и электролита. Этот коэффициент определяется отношением веса активного материала, участвующего в реакции, к весу активного материала, заложенного в аккумуляторе.

Коэффициент использования активного вещества пластин значительно ниже, чем электролита.

§ 2.3. ТИПЫ СВИНЦОВЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ И ИХ ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Авиационные аккумуляторные батареи разделяются на серии А, САМ, АСАМ, АО и АСА. Первые три серии относятся к бортовым аккумуляторам и имеют маркировку 12-А-30, 12-САМ-28, 12-САМ-55, 12-АСАМ-23; две другие серии —

к аэродромным аккумуляторам, обозначаемым 12-АО-50, 12-АО-52 и 12-АСА-145.

Обозначения аккумуляторных батарей расшифровываются так:

12 — количество элементов в батарее.

А — авиационная.

САМ — стартерная авиационная моноблочная.

АО — аэродромного обслуживания.

АСАМ — стартерная авиационная моноблочная с абсорбированным электролитом.

АСА — аэродромная стартерная авиационная.

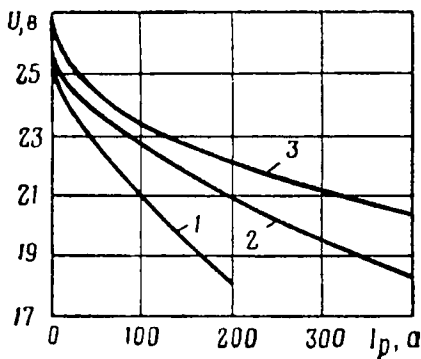


Рис. 2.1. Зависимость начального напряжения аккумуляторных батарей от величины разрядного тока:

1 — для батарей 12-А-30; 2 — для батарей 12-САМ-28; 3 — для батарей 12-АСАМ-23

Цифры, стоящие после букв, показывают проектную емкость в ампер-часах при номинальном режиме разряда. Номинальный режим разряда для батарей серий А и АО установлен 10 час, а для батарей серий САМ, АСАМ и АСА — 5 час.

Аккумуляторные батареи всех серий имеют номинальное напряжение 24 в.

Бортовые аккумуляторные батареи серии САМ и АСАМ обладают более высокой работоспособностью при кратковременных разрядах большими токами, чем аккумуляторные батареи серии А, и используются для автономного запуска реактивных двигателей.

На рис. 2.1 приведена зависимость начального напряжения аккумуляторных батарей 12-А-30, 12-САМ-28 и 12-АСАМ-23 от величины разрядного тока.

Авиационные аккумуляторные батареи выпускаются заводами в разряженном и сухозаряженном состоянии.

Разряженные батареи собираются из отформированных, но незаряженных пластин. Для изготовления сухозаряженных батарей пластины в процессе формовки заряжаются и затем подвергаются сушке для удаления влаги.

Сухозаряженные батареи сохраняют заряд, сообщенный им на заводе, в течение ряда лет и требуют мало времени (несколько часов) для приведения их в рабочее состояние. Для приведения же в рабочее состояние разряженных батарей необходимо несколько суток. Срок хранения сухозаряженных аккумуляторов до введения их в эксплуатацию значительно больше, чем разряженных, но при этом должно со-

30

блюждаться условие их полной герметизации, так как попадание влаги внутрь элементов вызывает быстрое окисление отрицательных пластин. Герметизация разряженных батарей необязательна.

В сухозаряженном состоянии выпускаются батареи всех вышеприведенных наименований, за исключением батарей 12-АО-50, которая поставляется в разряженном состоянии. Иногда заводы поставляют аккумуляторные батареи, прошедшие электрические испытания, после приведения их в рабочее состояние.

После испытаний батареи подвергаются на заводе-изготовителе специальной обработке в целях подготовки их к хранению в разряженном состоянии и без электролита. На стенку бака таких батарей наносится красная полоса. Срок хранения аккумуляторных батарей, прошедших электрические испытания, значительно меньше, чем обычных.

В табл. 2.1 приведены основные технические данные авиационных свинцовых аккумуляторных батарей.

Таблица 2.1

Основные технические данные авиационных свинцовых аккумуляторных батарей

Тип аккумуляторной батареи	Режим разряда					Макси- мальный ток разряда, а
	номинальный			пятиминутный		
	емкость, а·ч	ток, а	конечное напряжение на элементе, в	ток, а	конечное напряжение на элементе, в	
12-А-30	26	3,0	1,7	107	1,2	210
12-АСАМ-23	23	5,0	1,7	—	1,1	800
12-САМ-28	28	5,6	1,7	100	1,1	750
12-САМ-55	55	11,0	1,7	300	1,1	1500
12-АО-50	48	4,8	1,7	225	1,2	360
12-АО-52	52	5,2	1,7	225	1,2	360
12-АСА-145	145	25,0	1,75	—	1,2	1500

Примечание. Характеристики разряда относятся к температуре электролита +25°С и номинальной плотности электролита в заряженном состоянии аккумуляторов.

Вес авиационных аккумуляторных батарей, залитых электролитом, может определяться примерно из расчета 1 кг на 1 а·ч номинальной емкости.

§ 2.4. УСТРОЙСТВО СВИНЦОВЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

Свинцовые аккумуляторные батареи, применяемые в авиации, состоят обычно из двенадцати элементов (аккумуляторов), соединенных между собой последовательно. Общий вид батареи со снятой крышкой показан на рис. 2.2. Напряжение

батареи равно сумме напряжений отдельных элементов и составляет для полностью заряженной батареи без нагрузки 25,5—26 в. Батареи изготавливаются также из шести элементов, но они обычно используются попарно и соединяются

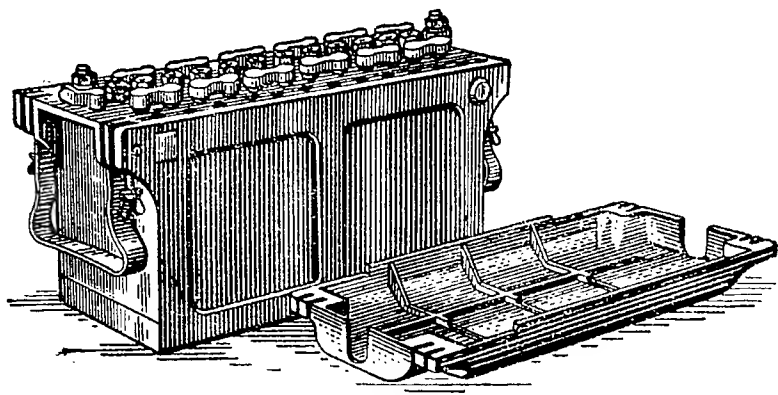


Рис. 2.2. Общий вид батареи со снятой крышкой

между собой последовательно, составляя полную батарею. Применение таких составных батарей вызвано условиями их размещения на летательных аппаратах, а также требованиями удобства транспортировки и эксплуатации на земле.

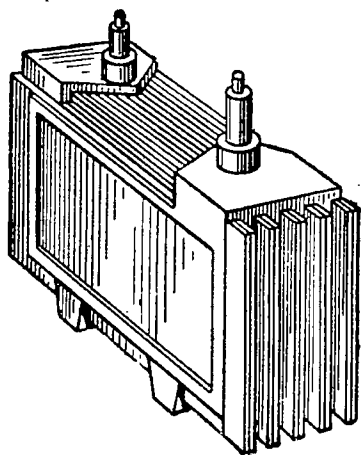


Рис. 2.3. Блок пластин

Каждый элемент батареи состоит из набора (блока) тонких положительных и отрицательных пластин (рис. 2.3). Пластины между собой чередуются. Обычно крайними являются отрицательные пластины, так как положительные пластины при нагрузке их с одной стороны подвергаются короблению. Пластины одной полярности соединены между собой параллельно с помощью свинцового мостика (баретки).

Общее количество пластин в элементе зависит от емкости аккумулятора. Чем больше пластин, тем больше емкость.

Между пластинами разного знака помещаются изолирующие прокладки, называемые сепараторами. Сепаратор представляет собой тонкую пластину (1,6—0,5 мм), изготовленную из пористого кислотоупорного материала. В свинцо-

вых аккумуляторах применяются сепараторы из микропористого эбонита (мипора), перфорированного листового целлюлоида (мипласта), а также из дерева (ольха, кедр). Сепараторы из мипора (рис. 2.4) и мипласта обладают большей механической прочностью, чем деревянные, они не подвергаются короблению при длительном хранении аккумулятора в сухом виде. Поэтому мипоровые и мипластовые сепараторы используются во всех типах аккумуляторов, кроме аккумуляторов типа 12-АО-50, где применяется деревянный сепаратор. Сепараторы всех батарей, кроме батарей 12-АСАМ-23,

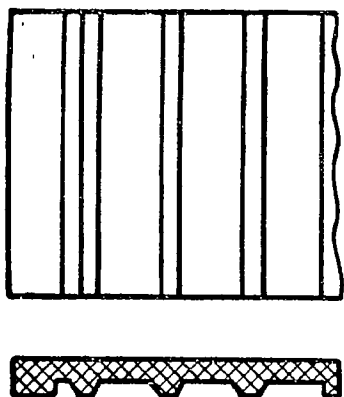


Рис. 2.4. Сепаратор авиационного аккумулятора

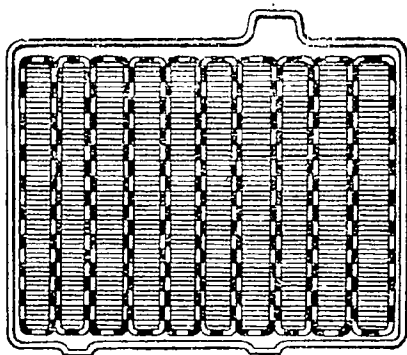


Рис. 2.5. Решетка пластин свинцового аккумулятора

с одной стороны имеют слегка шероховатую поверхность, а с другой — ребра. Ребра обращены к положительным пластинам, для того чтобы увеличить пространство для кислоты у этих пластин, где ее расходуется больше, чем у отрицательных.

Остовом для пластины служит свинцовая решетка (рис. 2.5); она же является и токоотводом. При изготовлении решетки для придания ей большей жесткости в свинец добавляют 6—8% сурьмы. Ячейки решетки заполнены активным веществом. Для получения активного вещества пластин применяют специальную порошковую пасту, основным материалом которой служит свинцовый порошок. Процесс превращения пасты в активные вещества положительной и отрицательной пластин называется формировкой пасты. В результате формировки происходит изменение состава пасты согласно табл. 2.2.

Для формировки пасты положительные и отрицательные пластины помещают в специальные формовочные сосуды, заполненные слабым раствором серной кислоты (1,1—1,2 г/см³) и пропускают через них электрический ток, присо-

Изменение состава пасты при формировке

Вещества	Положительная пластина		Отрицательная пластина	
	До форми- ровки, %	После форми- ровки, %	До форми- ровки, %	После форми- ровки, %
Глет (PbO)	55	7	90	3
Двуокись свинца (PbO_2)	20	90	—	—
Свинец (Pb)	—	—	—	95
Сульфат свинца ($PbSO_4$)	25	3	10	2

единия положительную пластину к плюсовому, а отрицательную — к минусовому зажиму источника электрической энергии.

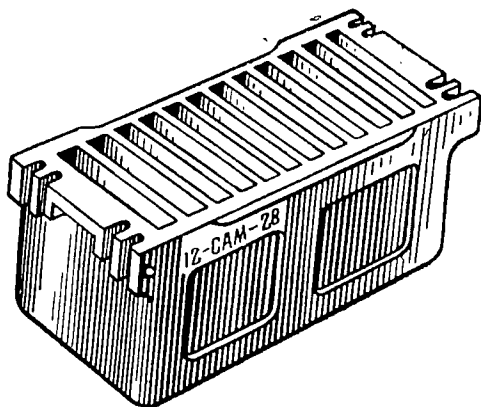


Рис. 2.6. Моноблочный сосуд аккумуляторной батареи

Плотность тока при формировке колеблется в пределах $0,2—0,5 \text{ а/см}^2$,

По конструкции блоков аккумуляторные батареи разделяются на моноблочные и сборные. В батареях первого типа элементы собраны в ячейках сосуда (рис. 2.6), выполненного из эбонита. В батареях второго типа элементы помещаются в отдельные эбонитовые бачки или в моноблоки из нескольких ячеек, которые в свою очередь плотно устанавливаются в деревянный ящик. На дне ячейки моноблока или элементного бачка имеются выступы трапецеидальной формы, на которые опираются пластины (рис. 2.7). Свободное пространство между нижним краем пластин и дном сосуда служит

для скопления частиц активного вещества пластин, выпадающего в процессе эксплуатации аккумулятора, что предотвращает возможность коротких замыканий в нижней части элемента. Над элементом помещается тонкий предохранительный щиток с отверстиями, выполненный из винипласта, который защищает верхние кромки сепаратора от повреждений при замере уровня и плотности электролита. Выше предохранительного щитка, над уровнем электролита, установлен отражательный щиток из эбонита, предотвращающий выплескивание электролита при работе батареи в условиях вибрации. Сверху бачок или ячейка моноблока закрывается эбонитовой крышкой с тремя отверстиями, из которых два крайних служат для вывода штырей бареток (борнов), а среднее — для заливки аккумулятора электролитом и для выхода газов. Это отверстие закрывается пробкой с резьбой. Между пробкой и крышкой прокладывается резиновая шайба. Промежутки между крышками заливаются специальной кислотоупорной мастикой.

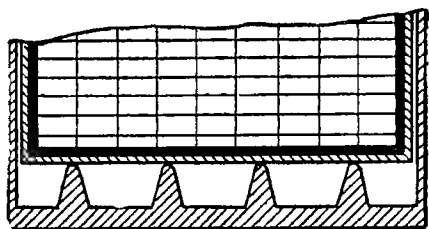


Рис. 2.7. Установка пластин в ячейках

Последовательное соединение элементов осуществляется через борны с помощью межэлементных перемычек. От крайних элементов выведены клеммы для присоединения батареи к внешней цепи.

Для закрытия отверстий в крышках элементов применяются два типа пробок: глухие и рабочие.

Глухие пробки используются при нахождении аккумуляторов в консервации или при длительном их хранении до ввода в эксплуатацию. Эти пробки обеспечивают герметичность элементных сосудов, не допускают попадания в них воздуха и тем самым предохраняют пластины от окисления. Глухие пробки окрашиваются сверху в красный цвет.

Рабочие пробки, в отличие от глухих, имеют вентиляционные каналы для отвода газов при работе аккумуляторов. В бортовых аккумуляторах они обеспечивают также невыливаемость электролита при эволюциях летательного аппарата. В настоящее время в качестве рабочих пробок бортовых аккумуляторов преимущественно используются золотниковые пробки. Такая пробка в разрезанном виде показана на рис. 2.8. Она состоит из эбонитового корпуса 1, крышки 2 с отверстием, свинцового грузика 3 и резинового золотника 4, заделанного в грузик. При нормальном положении аккумулятора грузик давит на стержень золотника, конусообразная

головка которого опускается вниз и открывает кольцевой канал в корпусе. Газы, образующиеся в аккумуляторе, проходят через этот канал, прорези в грузике, верхнюю камеру в корпусе и выходят наружу через отверстие в крышке. При наклоне пробки грузик, перемещаясь, увлекает за собой стержень золотника, который своей головкой закрывает нижнее отверстие и герметизирует элемент. Недостаток золотниковых пробок заключается в том, что при перевернутом положении батареи в ее элементах возможно скопление большого количества газов. Это может привести к разрушению батарей.

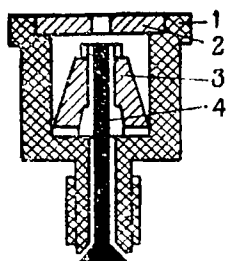


Рис. 2.8. Золотниковая пробка:

1 — корпус; 2 — крышка;
3 — грузик; 4 — золотник

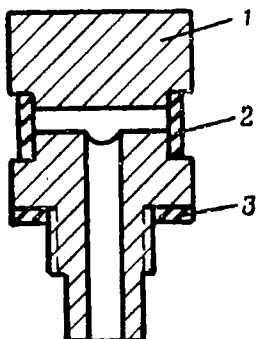


Рис. 2.9. Клапанная пробка:

1 — корпус; 2 — клапан;
3 — шайба

Следует иметь в виду, что каналы в пробках не рассчитаны на выпуск большого количества газов, выделяющихся в конце заряда, поэтому при заряде батарей на зарядной станции их необходимо вынимать.

Элементы аэродромных аккумуляторных батарей, используемых для обслуживания летательных аппаратов на земле, закрываются обыкновенными вентиляционными пробками с центральным отверстием для выхода газов.

Аккумуляторная батарея 12-АСАМ-23 имеет некоторые отличия от других типов батарей. Основное ее отличие заключается в том, что она не содержит свободного электролита в сосудах. Необходимый для работы аккумулятора электролит находится в абсорбированном состоянии в порах пластин и в сепараторах. В элементах батареи положительных пластин установлено на одну больше, чем отрицательных. Это дает возможность увеличить запас электролита, поскольку положительные пластины более пористы. В целях обеспечения необходимой внутренней электропроводности в элементе при отсутствии свободного электролита сепараторы

с обеих сторон выполняются с гладкой поверхностью, что обеспечивает надежный контакт между пластиной и сепаратором по всей площади. Толщина сепаратора составляет 0,5 мм. На стороне, обращенной к положительной пластине, сепараторный лист имеет пять вертикальных борозд шириной 1 мм и глубиной 0,2 мм. Эти борозды предназначены для лучшей пропитки пластин и сепараторов электролитом, а также для удаления газов из элементов, образующихся при работе батарей.

В аккумуляторных батареях 12-АСАМ-23 в качестве рабочих пробок применяются пробки клапанного типа. Клапан выполнен в виде резинового кольца, оттарированного на избыточное давление 0,2—0,4 атм. На рис. 2.9 представлен разрез такой пробки. Пробка состоит из эбонитового корпуса 1, резинового клапана 2 и резиновой шайбы 3. Газы, образующиеся в аккумуляторе, заполняют кольцевой канал и при давлении 0,2—0,4 атм, оттесняя резиновое кольцо, выходят наружу. При использовании таких пробок значительно уменьшается испарение электролита, чем обеспечивается надежная работа батарей на высотах до 35 км. Кроме того, исключается возможность разрыва аккумулятора от скопления в нем газов.

§ 2.5. ЭЛЕКТРОЛИТ СВИНЦОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ И ЕГО ПРИГОТОВЛЕНИЕ

Электролитом свинцовых аккумуляторов служит раствор аккумуляторной серной кислоты в дистиллированной воде. Кислота, используемая для приготовления электролита, должна удовлетворять требованиям ГОСТ 667—53. По внешнему виду она должна быть бесцветной, прозрачной маслянистой жидкостью. Удельный вес (плотность) равен 1,84 г/см³. Содержание вредных примесей в аккумуляторной кислоте, как, например, железо, хлор, мышьяк, сурьма и другие, не должно превышать определенного количества, так как в противном случае происходит ускоренный саморазряд аккумуляторов, разрушение пластин и сепараторов. Наиболее вредными примесями являются хлор и железо.

Плотность водного раствора кислоты изменяется в зависимости от температуры. Можно считать, что при повышении температуры электролита на 1°С его плотность уменьшается на 0,0007, а при понижении температуры на 1°С — увеличивается на 0,0007. Исходной считается температура +25°С.

В зависимости от назначения аккумуляторных батарей и их состояния плотность электролита, приведенная к нормальным температурным условиям +25°С, должна соответствовать значениям, указанным в табл. 2.3.

Плотность электролита

Используемый электролит	Плотность электролита (приведенная к температуре +25° С), г/см ³				
	серии А, АСАМ	серии САМ	серии АСА	серии АО	
				12-АО-50	12-АО-52
Для заливки батарей при вводе их в эксплуатацию:					
сухозаряженных	1,285	1,260	1,285	—	1,285
«сухих» разряженных . . .	—	—	—	1,060	—
прошедших электрические испытания	1,120	1,120	1,200	1,120	1,120
хранившихся без электролита при перерывах в эксплуатации	1,120	1,120	1,200	1,120	1,120
Электролит заряженных батарей	1,285	1,260	1,285	1,285	1,285

Температура замерзания электролита зависит от его плотности. Наиболее низкая температура замерзания электролита (около -70°C) соответствует плотности 1,3 г/см³. При понижении и повышении плотности электролита температура замерзания уменьшается.

Составление электролита для аккумуляторов осуществляется следующим образом. В стеклянную, керамическую или эбонитовую чисто вымытую посуду наливают нужное количество дистиллированной воды, а затем, при непрерывном перемешивании ее эбонитовой или стеклянной палочкой, вливают в емкость тонкой струей небольшими порциями серную кислоту. Объем или вес вливаемой кислоты зависит от плотности электролита, который необходимо получить. Когда вся кислота вылита в емкость, раствор хорошо перемешивают, охлаждают до температуры $+25^{\circ}\text{C}$ и замеряют его плотность с помощью ареометра.

При взаимодействии серной кислоты с водой выделяется большое количество тепла, поэтому категорически запрещается вливать воду в кислоту, так как вода, соприкасаясь с кислотой, не проникает в ее нижние слои из-за меньшего удельного веса. При этом поверхностный слой воды сильно нагревается, вскипает и разбрызгивается вместе с частицами кислоты. Брызги могут причинить тяжелые ожоги.

Для сокращения времени охлаждения электролита при его составлении целесообразно применять промежуточный раствор плотностью 1,4 г/см³. При этом количество выделенного тепла уменьшается примерно в 10 раз по сравнению

с количеством тепла, выделенного при составлении электролита из крепкой серной кислоты.

В таблице 2.4 приведены необходимые количества раствора плотностью $1,4 \text{ г/см}^3$ и дистиллированной воды для приготовления электролита различной концентрации.

Таблица 2.4

Необходимые количества раствора плотностью $1,4 \text{ г/см}^3$ и дистиллированной воды для приготовления электролита различной концентрации

Плотность электролита, г/см^3	Требуемое количество на 1 л раствора	
	раствор серной кислоты при $\vartheta = +25^\circ \text{C}$, г	дистиллированная вода, г
1,060	196	875
1,120	387	755
1,240	805	484
1,260	875	439
1,265	895	420
1,285	960	379

Если плотностьготавливаемого электролита выше требуемой, то в него доливают дистиллированную воду, а если ниже — кислоту.

Приготовление электролита является ответственной операцией и требует большого внимания и осторожности. При составлении электролита должны применяться предохранительные средства — резиновые перчатки, резиновый фартук и очки.

§ 2.6. ХАРАКТЕРИСТИКИ СВИНЦОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ

Эксплуатационные свойства аккумуляторов определяются их характеристиками, поэтому знание характеристик является необходимым условием правильной эксплуатации авиационных аккумуляторных батарей.

Основными параметрами, характеризующими электрические свойства аккумуляторов, являются: электродвижущая сила, внутреннее сопротивление, напряжение, емкость, коэффициент отдачи аккумуляторов.

Электродвижущая сила. Ранее отмечалось, что на электродах при погружении их в водный раствор серной кислоты возникают электрические заряды разного знака. Эти заряды при разомкнутой внешней цепи аккумулятора уравниваются противоположными им зарядами, находящимися в электролите. Таким образом, создается равновесный потенциал между электродами и электролитом.

В свинцовом аккумуляторе с плотностью электролита $1,2 \text{ г/см}^3$ при температуре $+20^\circ \text{C}$ равновесный потенциал равен: на положительной пластине $\varphi_{\text{PbO}_2} = 1,68 \text{ в}$, на отрицательной пластине $\varphi_{\text{Pb}} = -0,36 \text{ в}$.

Электродвижущей силой аккумулятора (э. д. с.) называется разность равновесных потенциалов

$$E_{\text{ак}} = \varphi_{\text{PbO}_2} - \varphi_{\text{Pb}}. \quad (2.7)$$

Величина э. д. с. зависит от плотности и температуры электролита и не зависит от размеров и количества пластин. С повышением плотности электролита э. д. с. возрастает.

В диапазоне плотностей электролита от $1,06$ до $1,3 \text{ г/см}^3$ величину э. д. с. можно с достаточным приближением определять по следующей эмпирической формуле:

$$E_{\text{ак}} = 0,84 + d, \quad (2.8)$$

где d — плотность электролита в г/см^3 при температуре $+25^\circ \text{C}$.

Эта формула справедлива в том случае, если аккумуляторная батарея находилась в выключенном состоянии в течение нескольких часов, т. е. если разность плотностей электролита в сосуде и в порах пластин, возникающая при зарядах и разрядах аккумулятора, уже выравнялась.

Влияние температуры электролита на величину э. д. с. незначительно. В полностью заряженной аккумуляторной батарее при нормальной плотности электролита и при температуре $+25^\circ \text{C}$ э. д. с. одного элемента равна $2,125 \text{ в}$. В разряженной батарее она снижается до величины $1,85—1,80 \text{ в}$.

Внутреннее сопротивление. Внутреннее сопротивление авиационных аккумуляторов очень небольшое: оно составляет сотые и тысячные доли ома. Это ценное свойство позволяет получить от аккумуляторов большие токи при сравнительно малых внутренних потерях.

На величину внутреннего сопротивления аккумулятора оказывают влияние размер пластин, число параллельно включенных пластин в элементе и расстояние между пластинами. Чем больше число пластин, включенных параллельно, и чем меньше расстояние между ними, тем меньше при прочих равных условиях внутреннее сопротивление.

Внутреннее сопротивление аккумулятора определяется в основном сопротивлением электролита и пластин, т. е.

$$R_{\text{ак}} = R_{\text{эл}} + R_{\text{пл}}. \quad (2.9)$$

Большую часть сопротивления составляет сопротивление электролита. Удельное сопротивление водного раствора кислоты плотностью $1,224 \text{ г/см}^3$ равно $1,33 \text{ ом см}$, удельное со-

противление двуокиси свинца (PbO_2) — 0,25 ом см, а губчатого свинца (Pb) — 0,00018 ом см.

Удельное сопротивление электролита зависит от его плотности и температуры. С повышением температуры электролита его сопротивление уменьшается.

Величина удельного сопротивления электролита при различных температурах, если взять исходную температуру $+25^\circ\text{C}$, может быть определена по формуле

$$\rho_{\theta} = \rho_{25} [1 - \alpha (\theta - 25)], \quad (2.10)$$

где α — температурный коэффициент.

Температурный коэффициент α зависит от плотности электролита и возрастает с ее увеличением. Для плотностей 1,06—1,3 г/см³ значение коэффициента α лежит в пределах 0,01—0,02.

На рис. 2.10 дана зависимость удельного сопротивления электролита от его концентрации, из которой видно, что применяемые в авиационных аккумуляторах рабочие плотности электролита имеют малые удельные сопротивления.

В процессе заряда и разряда аккумулятора его внутреннее сопротивление изменяется вследствие изменения концентрации электролита и химического состава активной массы пластин. При разряде сопротивление возрастает, так как плотность электролита уменьшается, и на пластинках образуется сульфат свинца, который плохо проводит ток. Если разряд производится большими токами, то внутреннее сопротивление аккумулятора резко увеличивается в связи с тем, что плотность электролита в порах и вблизи пластин вследствие малой скорости процесса диффузии уменьшается сильнее. Во время заряда аккумуляторов плотность электролита и проводимость пластин возрастают, в результате чего внутреннее сопротивление его уменьшается.

Напряжение. Напряжение аккумулятора отличается от его э. д. с. на величину падения напряжения во внутренней цепи аккумулятора.

Значения напряжения определяются по формулам: при заряде

$$U_z = E_{\text{ак}} + IR_{\text{ак}}, \quad (2.11)$$

при разряде

$$U_p = E_{\text{ак}} - IR_{\text{ак}}, \quad (2.12)$$

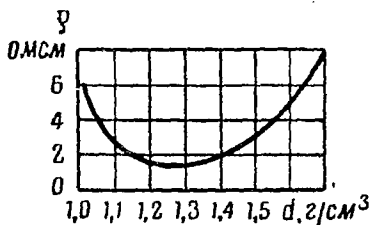


Рис. 2.10. Кривая зависимости удельного сопротивления ρ водного раствора серной кислоты от плотности d

где I — ток, протекающий через аккумулятор при заряде и разряде;

$R_{ак}$ — внутреннее сопротивление аккумулятора.

Рассмотрим изменение по времени напряжения и э. д. с. одного элемента аккумуляторной батареи при заряде и разряде ее токами постоянной величины.

Процесс заряда аккумулятора представлен кривыми на рис. 2.11, из которых видно, что в первый момент включения аккумулятора наблюдается резкое увеличение напряжения на его зажимах (участок I). Это увеличение происходит, во-

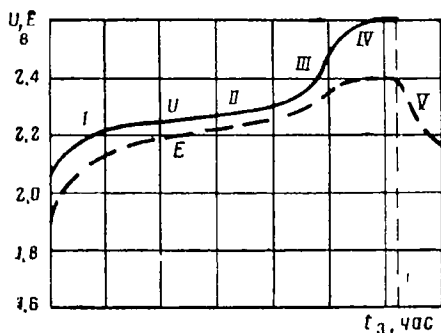


Рис. 2.11. Изменения напряжения и э. д. с. свинцового аккумулятора при заряде током постоянной величины

первых, за счет падения напряжения во внутренней цепи аккумулятора, а во-вторых, в результате повышения э. д. с., так как в порах пластин и вблизи них образуется серная кислота и плотность электролита в этих местах повышается. Возрастание напряжения на участке I будет происходить до тех пор, пока не установится равновесие между процессами образования

кислоты у пластин и перемешиванием ее в результате диффузии с более слабым раствором в сосуде аккумулятора. Во время заряда полного равновесия этих процессов практически не получается, поэтому плотность электролита вблизи пластин будет всегда немного выше, чем в сосуде, но эта разность плотностей остается неизменной.

С повышением удельного веса электролита у пластин будет повышаться и удельный вес в сосуде аккумулятора, поэтому э. д. с., а следовательно, и напряжение на участке II также будут увеличиваться, но более медленно, чем на участке I, так как участок II соответствует установившемуся процессу диффузии. Крутизна подъема кривой напряжения на участке II меньше, чем кривой э. д. с.; это объясняется постепенным уменьшением внутреннего сопротивления аккумулятора в процессе заряда.

В конце заряда, когда почти вся активная масса пластин окажется восстановленной (при этом напряжение на элементе достигает величины 2,35—2,40 в), ток заряда сначала частично, а потом полностью расходуется на разложение воды. На положительном электроде выделяется кислород, а на отрицательном — водород. Разложение воды сопровож-

дается бурным выделением пузырьков газа («кипение» электролита).

Так как для разложения воды требуется более высокое напряжение, чем для восстановления активной массы пластин, а внутреннее сопротивление аккумулятора при газовыделении увеличивается (вследствие появления пузырьков газа, обволакивающих пластины), то напряжение на участке III резко возрастает. На этом участке наблюдается также более быстрое увеличение э. д. с. Объясняется это тем, что к концу заряда процесс восстановления активных веществ проникает в глубь пластин, поэтому диффузия становится затруднительной и плотность электролита в порах пластин повышается в большей степени.

На участке IV рост напряжения прекращается, так как процесс заряда на этом участке заканчивается и весь ток расходуется на электролиз воды. Концентрация электролита изменяется очень незначительно, главным образом за счет испарения воды, поэтому э. д. с. также почти не изменяется.

Таким образом, конец заряда аккумулятора определяется по постоянству напряжения и плотности электролита в течение определенного времени (обычно в течение 2 час).

Напряжение на элементе в конце заряда должно быть 2,55—2,65 в, т. е. 30,6—31,8 в на батарею.

После прекращения заряда происходит выравнивание плотности электролита в порах пластин до установившейся плотности в сосуде и э. д. с. снижается до величины 2,13—2,18 в на элемент или 25,5—26 в на батарею (участок V).

Кривые разряда аккумулятора представлены на рис. 2.12.

При включении аккумулятора на разряд в порах пластин и вблизи них в результате химической реакции происходит уменьшение плотности электролита. В самом начале разряда свежий электролит не успевает проникнуть из бачка в глубь пластин, поэтому в первый момент наблюдается резкое снижение э. д. с., а следовательно, и напряжения аккумулятора (участок I). В дальнейшем происходит перемешивание электролита, в результате чего понижение его плотности у поверхности пластин и в их порах замедляется, стремясь к рав-

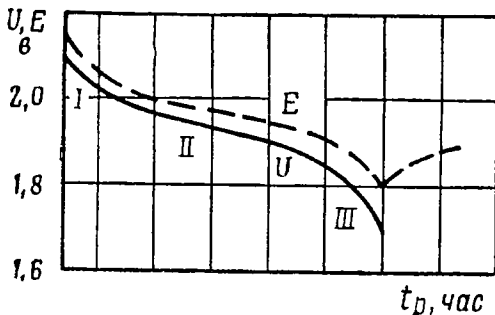
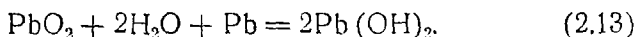


Рис. 2.12. Изменение напряжения и э. д. с. элемента свинцового аккумулятора при разряде током постоянной величины

новесному состоянию. Поэтому э. д. с. и напряжение на участке II понижаются более плавно, чем на участке I. Кривая напряжения имеет более крутой характер, чем кривая э. д. с., так как в процессе разряда внутреннее сопротивление аккумулятора увеличивается.

По мере приближения разряда к концу сечение пор в активном веществе пластин уменьшается вследствие образования сульфата свинца и выравнивание плотности электролита становится все более затруднительным. В порах пластин плотность электролита будет все резче отличаться от плотности электролита в сосуде, поэтому э. д. с. и напряжение будут понижаться все в большей степени (участок III). Когда поры станут настолько малы, что проникновение электролита внутрь пластин окажется почти невозможным, дальнейший разряд аккумулятора вызывает порчу пластин, из-за того что реакция, которая является необратимой, будет протекать при недостатке серной кислоты по уравнению



Разряд аккумулятора следует вести до определенного предела. Этот предел обусловлен минимальным допустимым напряжением разряда, величина которого зависит от режима разряда.

При разряде аккумулятора номинальным током (10- или 5-часовой режим) минимальное допустимое напряжение на элемент равно 1,7—1,75 в. При кратковременных режимах разряда, когда в реакцию вступают только верхние слои активного вещества пластин, допускается большее снижение напряжения (см. табл. 2.1).

При различных значениях зарядного и разрядного токов меняется только ход кривых заряда и разряда, а общий характер процесса остается тем же.

При возрастании зарядного тока в порах пластин в единицу времени выделяется больше кислоты и перемешивание электролита замедляется. Поэтому крутизна кривых э. д. с. и напряжения увеличивается и сами кривые располагаются выше. Повышенный ток разряда аккумулятора вызывает ускорение происходящих в нем электрохимических процессов, поэтому кривые разряда пойдут ниже и угол наклона этих кривых к оси абсцисс будет больше.

Емкость. Весьма важной величиной, определяющей работоспособность аккумулятора, является его емкость. Емкостью аккумулятора называется то количество электричества, которое можно получить от аккумулятора при его разряде до допустимого минимального напряжения.

Под номинальной емкостью авиационных аккумуляторов понимают емкость при нормальном (5- или 10-часовом) режиме разряда до допустимого напряжения, соответствующего этому режиму, при температуре электролита $+25^{\circ}\text{C}$ и при нормальной его плотности.

Емкость аккумулятора измеряется в ампер-часах и выражается в общем случае равенством

$$Q_p = \int_0^t i_p dt. \quad (2.14)$$

Если разряд происходит при постоянной величине тока, т. е. если $i_p = I_p = \text{const}$, то

$$Q_p = I_p t_p, \quad (2.15)$$

где t_p — время разряда.

Емкость аккумулятора зависит от ряда факторов, основными из которых являются:

- количество активных веществ в элементе;
- толщина и площадь пластин;
- температура электролита;
- величина разрядного тока;
- срок службы.

Рассмотрим каждый из этих факторов.

Количество активных веществ. Как указывалось выше, для получения от аккумулятора единицы емкости в нем должно быть израсходовано определенное количество активных веществ. Прямой зависимости между количеством активных веществ и емкостью не существует, но с их увеличением в элементе емкость при прочих равных условиях возрастает. Если взять кислоту как активное вещество, то для увеличения емкости аккумулятора нужно либо увеличить количество электролита, либо повысить его плотность.

В авиационных аккумуляторах в целях уменьшения их веса и габаритов применяют электролит повышенной концентрации ($d = 1,285 \div 1,26 \text{ г/см}^3$, тогда как в стационарных аккумуляторах $d = 1,2 \text{ г/см}^3$). Дальнейшее повышение плотности электролита нерационально, так как при этом увеличивается его вязкость. Кроме того, повышенная концентрация электролита вызывает ускоренный износ пластин и значительно увеличивает саморазряд.

Толщина и площадь пластин. При разряде аккумулятора реакции в первый момент происходят на поверхности пластин, а затем «проникают» в глубину их. Чем ближе к середине пластины идут реакции, тем меньше используется ее активный материал из-за понижения плотности электролита. Поэтому аккумуляторы, имеющие тонкие пластины и большую их поверхность, обладают большей емкостью.

стью, чем аккумуляторы того же размера, но с толстыми пластинами. Это особенно заметно при разряде аккумулятора большими токами (стартерный режим), так как в этом случае используются только поверхностные слои активного материала пластин, ибо сульфат свинца, образующийся на поверхности пластин, препятствует своевременному проникновению свежего электролита внутрь пластин. Из этих соображений в авиационных аккумуляторах применяют тонкие пластины с большой общей поверхностью их в одном элементе. Так, например, в аккумуляторах серии САМ толщина пластин равна 1—1,2 мм, а в аккумуляторах серии А равна 2—3 мм. Однако тонкие пластины механически менее прочны и на них трудно удержать активную массу. Поэтому срок службы авиационных аккумуляторов примерно в 10 раз меньше чем наземных.

Температура электролита. Влияние температуры электролита на емкость аккумулятора очень велико. С ее понижением вязкость электролита увеличивается, ухудшается его диффузия, что снижает коэффициент использования активного материала. Увеличивается также удельное сопротивление электролита. Это приводит к тому, что аккумулятор, разряжаемый при низкой температуре одним и тем же током, быстрее достигает минимального допустимого напряжения и, следовательно, его емкость уменьшается.

Особенно сильно сказывается понижение температуры при разряде аккумулятора большими токами. Так, например, аккумуляторная батарея 12-САМ-28 при температуре +20°С обеспечивает четыре запуска авиадвигателя, при температуре —5°С — два запуска, а при температуре —15° — только один запуск.

Изменение емкости аккумулятора в зависимости от температуры электролита учитывается так называемым температурным коэффициентом емкости, характеризующим величину изменения емкости аккумулятора при изменении температуры на 1°С. Температурный коэффициент емкости, обозначаемый α_θ , зависит от величины разрядного тока и температуры электролита. Чем больше разрядный ток и чем ниже температура электролита, тем больше коэффициент.

Емкость аккумулятора при различных температурах определяется по формуле

$$Q_\theta = Q_{25} [1 + \alpha_\theta(\theta - 25)]. \quad (2.16)$$

Учитывая столь сильное влияние температуры электролита на емкость, аккумуляторные батареи на летательных аппаратах утепляются путем установки их в выложенные внутри теплоизолирующим материалом (например, войлоком) ящики, которые носят названия контейнеров.

Бортовые аккумуляторные батареи целесообразно эксплуатировать при температуре не ниже 5°C , так как при более низких температурах их емкость значительно уменьшается.

При продолжительных полетах на большой высоте контейнеры не дают желаемого эффекта, поэтому приходится аккумуляторы обогревать. Обогрев осуществляется электрическими грелками, которые изготавливаются из специальной графитовой бумаги в виде плоских пакетов, размещаемых на дне контейнера.

Величина разрядного тока. На емкость аккумулятора также сильное влияние оказывает режим разряда. Чем больше ток разряда, тем меньшую емкость можно получить от аккумулятора.

На рис. 2.13 приведена кривая зависимости емкости аккумулятора 12-А-30 от величины разрядного тока при нормальной температуре.

При больших разрядных токах процесс диффузии отстает от процесса разряда, т. е. вследствие быстроты протекания процесса разряда диффузия не успевает заменять большое количество воды, образующееся в порах пластин, свежим электролитом. Поэтому реакция разряда в порах пластин почти прекращается и взаимодействие активного вещества с электролитом происходит главным образом у поверхности пластин. Сульфат свинца, образующийся на поверхности пластин, закрывает поры, окончательно выводя из работы глуболежащие слои активного вещества, количество используемого вещества уменьшается, в результате уменьшается емкость аккумулятора.

Экспериментальным путем установлено, что для данного типа аккумулятора справедливо выражение

$$I_p t = C, \quad (2.17)$$

где I_p — ток разряда;

t — время разряда;

n и C — постоянные величины, определяемые опытным путем (в зависимости от типа авиационного аккумулятора $n=1,2 \div 1,4$ и $C=11 \div 120$).

Пользуясь равенством (2.17), можно найти зависимость емкости аккумулятора от силы разрядного тока. Если обозначить номинальные емкости и ток разряда через Q_n и I_n ,

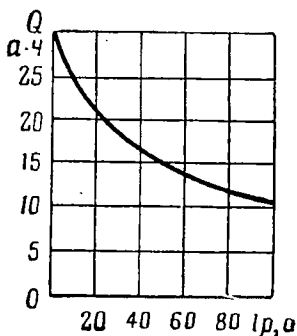


Рис. 2.13. Зависимость емкости аккумулятора 12-А-30 от величины разрядного тока

а емкость и ток, отличные от номинальных, через Q_1 и I_1 , то на основании выражения (2.15) можно записать

$$\frac{Q_n}{Q_1} = \frac{I_n t_n}{I_1 t_1}. \quad (2.18)$$

Используя формулу (2.17), составим равенство

$$I_n'' t_n = I_1'' t_1. \quad (2.19)$$

Записав его в виде пропорции, получим

$$\frac{t_n}{t_1} = \frac{I_1''}{I_n''}. \quad (2.20)$$

Подставляя правую часть уравнения (2.20) в уравнение (2.18), найдем

$$\frac{Q_n}{Q_1} = \frac{I_1^{n-1}}{I_n^{n-1}}, \quad (2.21)$$

откуда

$$Q_1 = Q_n \left(\frac{I_n}{I_1} \right)^{n-1}. \quad (2.22)$$

С помощью полученного выражения представляется возможным приближенно определить емкость аккумулятора для различных режимов разряда при нормальной температуре. Для более точного определения емкости аккумуляторов в зависимости от тока разряда и температуры используют таблицы и номограммы, составленные для этой цели.

Срок службы. При работе аккумуляторной батареи происходит старение, а также постепенное выпадение активного вещества с поверхности пластин, поэтому емкость аккумулятора с течением времени уменьшается.

Срок службы аэродромных аккумуляторных батарей определяется по времени и по числу циклов заряд — разряд.

Завод-изготовитель гарантирует безотказную работу аккумуляторов типа 12-АО-50 в количестве 50 циклов, аккумуляторов 12-АО-52 — в количестве 70 циклов и аккумуляторов 12-АСА-145 — в количестве 75 циклов заряд — разряд в течение двух лет непосредственной эксплуатации.

Для бортовых аккумуляторных батарей определять ресурс по числу циклов заряд — разряд нельзя, так как на летательном аппарате они работают в режиме частичного разряда и подзаряда. Срок службы бортовых аккумуляторных батарей определяется только по календарному времени непосредственной их работы на летательном аппарате (включая перерывы в работе). Это время установлено для аккумуляторных батарей 12-А-30 и 12-САМ-28 2 года, для аккумуляторной батареи 12-САМ-55 1,5 года и для батареи 12-АСАМ-23

1 год. К концу истечения срока службы аккумуляторных батарей всех типов их емкость снижается до 70—75%. После выработки ресурса батарею обычно подвергают контрольно-тренировочному циклу. Если после этого ее емкость превышает 75% номинальной, она считается пригодной к эксплуатации в течение двух месяцев.

Коэффициент отдачи аккумулятора. Под коэффициентом отдачи или просто отдачей аккумулятора понимают степень использования количества электричества или электрической энергии, затрачиваемой на заряд аккумулятора.

Различают отдачу по емкости и энергии. Отдачей аккумулятора по емкости называется отношение разрядной емкости к зарядной. В общем случае она определяется выражением

$$\eta_Q = \frac{Q_p}{Q_3} = \frac{\int_0^I i_p dt}{\int_0^I i_3 dt}, \quad (2.23)$$

а при неизменной величине разрядного и зарядного токов

$$\eta_Q = \frac{I_p t_p}{I_3 t_3}. \quad (2.24)$$

Для свинцовых аккумуляторов коэффициент отдачи по емкости $\eta_Q = 0,8 \div 0,9$.

Отдача аккумулятора по энергии (к. п. д. аккумулятора) определяется отношением энергии, получаемой при разряде, к энергии, затрачиваемой при заряде.

При постоянных значениях разрядного и зарядного токов

$$\eta_A = \frac{U_p I_p t_p}{U_3 I_3 t_3} = \frac{U_p}{U_3} \eta_Q. \quad (2.25)$$

Поскольку напряжение разряда меньше напряжения заряда, то отдача по энергии всегда меньше, чем отдача по емкости.

Для авиационных аккумуляторов отдачи по энергии $\eta_A = 0,65 \div 0,75$.

§ 2.7. ОСНОВНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ АККУМУЛЯТОРОВ

К основным неисправностям аккумуляторов относятся: саморазряд, вредная сульфатация пластин, короткие замыкания, переполусовка.

Саморазряд. Саморазрядом называется потеря аккумулятором емкости, когда он находится в бездействующем состоянии. Различают два вида саморазряда: естественный и ускоренный.

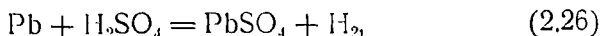
Естественный саморазряд не является причиной неисправности аккумулятора и определяется природными свойствами активных веществ. Он состоит в том, что вполне исправный, правильно эксплуатируемый аккумулятор при хранении его в выключенном состоянии постепенно разряжается, теряя в сутки до 1% емкости.

Причинами, вызывающими естественный саморазряд, являются:

— неодинаковая плотность электролита по высоте пластин. Внизу электролит более плотный, чем вверху, в результате чего нижние части пластин имеют больший потенциал, чем верхние, и между ними протекают уравнивающие токи, вызывающие саморазряд аккумулятора;

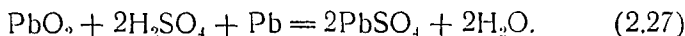
— электрохимические процессы, происходящие между электролитом и активной массой положительных и отрицательных пластин, особенно отрицательных.

На отрицательной пластине происходят реакции по уравнению



т. е. активное вещество пластины превращается в сульфат свинца.

Менее сильному саморазряду подвержены положительные пластины. В местах соприкосновения активного вещества положительных пластин с решеткой образуются микроэлементы, представляющие маленькие аккумуляторы, в которых протекают процессы подобно нормальному разряду аккумулятора:



Учитывая явление естественного саморазряда аккумуляторов, их необходимо периодически подзаряжать, если они находятся длительное время в бездействии. В противном случае аккумулятор может засульфатироваться и выйти из строя.

Ускоренный саморазряд относится к неисправности аккумулятора и происходит в основном по двум причинам:

1) из-за загрязнения наружной поверхности аккумулятора или наличия на крышке кислоты, воды и других токопроводящих жидкостей. При этом создается возможность разряда аккумулятора через электропроводную пленку, находящуюся между клеммами или межэлементными соединениями;

2) из-за наличия примесей, внесенных в аккумулятор с электролитом. Особенно сильный саморазряд вызывают примеси солей металлов. Достаточно, например, иметь в электролите 1% железа, чтобы аккумулятор разрядился полностью в течение 24 час.

Для избежания ускоренных саморазрядов необходимо аккумулятор содержать в чистоте, регулярно протирать его и нейтрализовать случайно попавшую на поверхность серную кислоту. При составлении электролита следует применять химически чистую серную кислоту и дистиллированную воду.

При отсутствии дистиллированной воды в крайнем случае можно пользоваться дождевой или снеговой водой, но собранной не с железных крыш. При этом вода для очистки от взвешенных в ней частиц должна быть тщательно отфильтрована через бумагу или полотно.

Вредная сульфатация пластин. Известно, что при разряде свинцового аккумулятора активные вещества положительной и отрицательной пластин превращаются в сульфат свинца. Этот сульфат имеет мелкокристаллическую структуру и легко превращается в активное вещество при заряде аккумулятора.

Под явлением вредной сульфатации понимают перекристаллизацию сульфата свинца, т. е. когда мелкокристаллический сульфат превращается в крупные кристаллы, которые трудно переходят в первоначальные активные вещества.

Вредная сульфатация является результатом неправильной эксплуатации аккумуляторов. Основными причинами, вызывающими ее, являются: систематические недозаряды, длительное нахождение аккумуляторов в разряженном или полуразряженном состоянии, частые глубокие разряды (разряды ниже допустимого напряжения), хранение аккумуляторов в местах, в которых на них могут попадать солнечные лучи, низкий уровень электролита.

Высота уровня электролита над предохранительным щитком должна находиться в пределах, указанных в табл. 2.5.

Таблица 2.5

Высота уровня электролита над предохранительным щитком

Серия аккумуляторных батарей	А	САМ АСАМ	АСА	АО
Уровень электролита, мм	7—10	6—8	10—12	5—8

Сульфатация ведет к снижению емкости аккумулятора и разрушению его пластин.

Признаками вредной сульфатации пластин являются: повышенное напряжение при заряде и пониженное — при разряде, почти неизменная плотность электролита при заряде, преждевременное наступление газовыделения при заряде,

резкое падение напряжения и понижение емкости при разряде, быстрое повышение температуры электролита при заряде.

При вскрытии элемента засульфатированные пластины можно определять и по внешнему виду. Поверхность отрицательных пластин становится жесткой, шероховатой и их цвет из серого превращается в беловатый, а при значительной сульфатации на положительных и отрицательных пластинах образуется белая корка.

Если аккумуляторная батарея не сильно засульфатирована, то ее работоспособность можно восстановить путем десульфатации. Для этого из батареи выливают электролит, заливают ее дистиллированной водой и ставят на зарядку током 0,2 номинального. Заряд ведут до тех пор, пока плотность электролита и напряжение перестанут возрастать и будут оставаться постоянными в течение 6 час. После окончания заряда из батареи выливают электролит и вместо него заливают свежий электролит нормальной плотности. Затем батарею разряжают номинальным током до напряжения 1,7 в на элемент.

Если при разряде емкость окажется ниже номинальной, но выше, чем до десульфатации, то процесс десульфатации повторяют еще один-два раза. Аккумуляторная батарея, у которой емкость после повторных разрядов будет ниже 75% номинальной, к эксплуатации не допускается.

Необходимо иметь в виду, что срок службы батареи после десульфатации значительно сокращается.

Короткие замыкания. Короткие замыкания внутри элементов между пластинами разного знака могут произойти вследствие износа или повреждения сепараторов, соприкосновения пластин с осадками на дне сосуда, попадания металлических предметов между пластин, а также вследствие образования наростов губчатого свинца на кромках отрицательных пластин и перекрытия ими сепараторов.

Внутренние короткие замыкания могут быть определены по ряду признаков. При зарядке батареи плотность электролита в элементе, имеющем короткое замыкание, почти не повышается и его напряжение ниже, чем у других элементов. Процесс газообразования в таком элементе наступает позже, и температура электролита быстро повышается. При отключении батареи из зарядной цепи напряжение поврежденного элемента резко падает, иногда до нуля.

Для установления причины и устранения короткого замыкания обычно требуется вскрытие элементов.

Переполюсовка. Переполюсовка батареи может произойти при неправильном подключении ее в зарядную цепь, т. е. при подключении с перепутанной полярностью. При этом батарея вначале разряжается до нуля, а затем заряжается в об-

ратном направлении и на ее отрицательных пластинах образуется двуокись свинца, а на положительных — губчатый свинец. Переполюсованная батарея не может нормально работать.

Переполюсовка отдельных элементов происходит в том случае, когда разряд батареи продолжается после того, как напряжение одного или нескольких элементов снизится до предельного допустимого значения. Эти элементы быстро разряжаются до нуля, в то время как напряжение на остальных элементах может быть выше предельного или во всяком случае выше нуля. Разрядный ток более сильных элементов, проходя через слабые элементы, будет заряжать последние в обратном направлении.

Переполюсовка отдельных элементов вызывает снижение напряжения батареи от 2 до 4 в на каждый переполюсованный элемент.

Переполюсовка батарей и отдельных ее элементов способствует вредной сульфатации пластин, и, кроме того, после устранения переполюсовки емкость и срок службы батареи значительно снижаются.

§ 2.8. ЗАРЯД АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

Заряд аккумуляторных батарей производится в специальных помещениях. Эти помещения должны быть сухими, светлыми, хорошо вентилируемыми, защищенными от попадания прямых лучей солнца. Температура в них должна быть 13—16°С. Стеллажи, на которые устанавливаются батареи, должны быть обиты листовым свинцом или покрыты резиновыми ковриками.

Во избежание взрыва в зарядных помещениях не должна устанавливаться электрическая аппаратура, в которой могут возникать искрообразования.

Источниками постоянного тока для заряда аккумуляторных батарей могут быть выпрямители, питаемые от сети переменного тока, или специальные зарядные агрегаты, состоящие из генератора постоянного тока и двигателя внутреннего сгорания.

В зависимости от величины напряжения и мощности источника постоянного тока в зарядную цепь могут включаться одна или несколько последовательно или параллельно соединенных аккумуляторных батарей или несколько групп последовательно соединенных батарей (рис. 2.14).

При параллельном подключении батарей в зарядную цепь не разрешается пользоваться общим регулировочным реостатом и общим амперметром, так как величина зарядного тока в каждой батарее или в группе последовательно соединенных батарей будет различной из-за неодинаковой

степени разряженности. Контролировать этот ток не представляется возможным.

При составлении последовательной зарядной цепи можно включать только аккумуляторные батареи одного типа.

Существует два режима заряда аккумуляторов: режим первого заряда, когда новые аккумуляторные батареи приводятся в рабочее состояние, и тренировочный режим после первого заряда батарей или обычных зарядов батарей во время эксплуатации.

Приведение в рабочее состояние новых аккумуляторных батарей различных типов производится по-разному. Их подготовка к заряду и режим заряда устанавливаются инструкцией по эксплуатации.

Тренировочные заряды батарей при вводе их в эксплуатацию, а также обычные заряды батарей во время эксплуатации проводятся в две ступени. Ток заряда первой ступени устанавливается для батарей серий А и АО 1,2 номинального, для батарей серий САМ и АСАМ 0,8 номинального, а для

батарей серии АСА 0,6 номинального. Ток заряда второй ступени для всех типов аккумуляторных батарей снижается наполовину. Переход на вторую ступень заряда осуществляется после появления интенсивного газообразования (напряжение на элементе при этом равно 2,35—2,4 в). Двухступенчатый заряд аккумуляторных батарей необходим, чтобы избежать перегрева электролита выше допустимого предела (при температуре электролита выше 45°С начинается интенсивный саморазряд аккумулятора и разрушение пластин), а также чтобы уменьшить газовыделения, так как бурное газовыделение вызывает увеличенный износ пластин.

Для поддержания постоянства величины зарядного тока необходимо по мере заряда повышать напряжение на зажимах батареи, поскольку в процессе заряда э. д. с. аккумулятора возрастает.

Общая продолжительность заряда в зависимости от степени разряженности батарей составляет 10—16 час. В некоторых случаях, когда время для заряда ограничено, допускаются ускоренные заряды аккумуляторных батарей. При

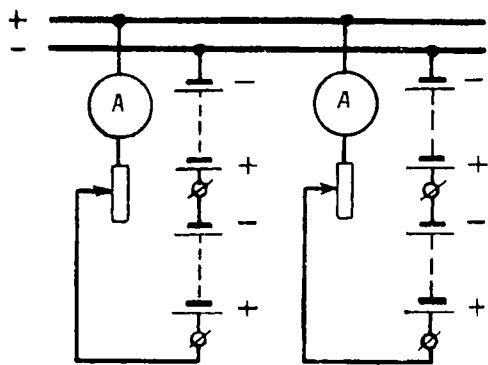


Рис. 2.14. Схема подключения аккумуляторных батарей к источнику электрической энергии

этом нужно иметь в виду, что ускоренные заряды, которые проводятся при повышенных зарядных токах, сокращают срок службы аккумуляторов. Режим ускоренного заряда определяется инструкцией по эксплуатации аккумуляторных батарей.

При всех режимах заряда аккумуляторных батарей через определенные промежутки времени, устанавливаемые инструкцией, производятся измерения напряжения на элементах, плотности и температуры электролита. Результаты измерений записываются в журнал зарядки аккумуляторных батарей.

§ 2.9. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТЕПЕНИ РАЗРЯЖЕННОСТИ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

Известно, что в процессе разряда свинцового аккумулятора количество серной кислоты в растворе уменьшается, уменьшается э. д. с. аккумулятора, а внутреннее сопротивление его возрастает. Поэтому критериями для определения степени разряженности батареи являются плотность электролита и напряжение. В соответствии с этим существует два способа определения степени разряженности батарей: по плотности электролита и по напряжению.

Степень разряженности аккумуляторной батареи 12-АСАМ-23, в которой отсутствует свободный электролит, определяют только по напряжению.

Для определения степени разряженности по плотности электролита измеряют с помощью ареометра плотность электролита в каждом элементе батареи, а также его температуру.

Степень разряженности батарей определяют по табл. 2.6. Данные таблицы соответствуют температуре электролита $+25^{\circ}\text{C}$.

Т а б л и ц а 2.6

Степень разряженности батарей при температуре электролита $+25^{\circ}\text{C}$

Степень разряженности батарей	Плотность электролита, приведенная к $+25^{\circ}\text{C}$, г/см ³	
	для аккумуляторов серий САМ, АСАМ и АСА	для аккумуляторов серий А и АО
Заряжена полностью	1,255—1,265	1,280—1,290
Разряжена на 25%	1,200—1,225	1,235—1,255
Разряжена на 50%	1,160—1,180	1,185—1,225
Разряжена на 75%	1,110—1,130	1,135—1,175
Разряжена полностью	1,050—1,080	1,050—1,100

Надо иметь в виду, что определение степени разряженности по плотности можно производить не ранее, чем через 2 час после отключения батареи от нагрузки, когда произойдет выравнивание плотности электролита.

Для определения степени разряженности по напряжению применяется аккумуляторный пробник (пробник инженера Румянцева), показанный на рис. 2.15. Пробник состоит из неподвижной ножки 1, подвижной ножки 5, корпуса 6, кнопки 3, вольтметра 4 и нагрузочного сопротивления 2. Элек-

трическая схема пробника показана на рис. 2.16.

В комплект прибора входит несколько нагрузочных сопротивлений для различных типов аккумуляторных батарей.

При проверке состояния батарей в гнездо пробника

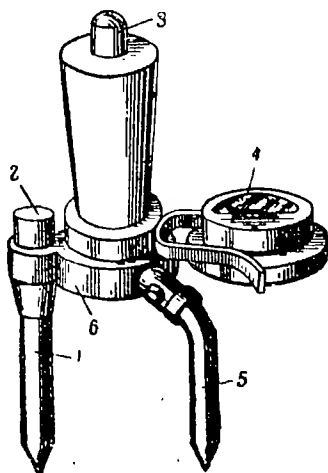


Рис. 2.15. Аккумуляторный пробник:

1 — неподвижная ножка; 2 — сопротивление; 3 — кнопка; 4 — вольтметр; 5 — подвижная ножка; 6 — корпус

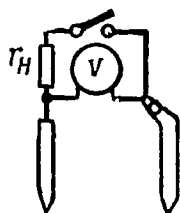


Рис. 2.16. Электрическая схема аккумуляторного пробника

вставляется сопротивление, соответствующее двойному номинальному току аккумуляторной батареи. Измерение напряжения (при нажатой кнопке) производится на каждом элементе. По замеренному значению напряжения согласно табл. 2.7 определяется степень разряженности батареи.

Таблица 2.7

Степень разряженности батареи в зависимости от напряжения элемента

Степень разряженности батареи	Напряжение одного элемента, в
Заряжена полностью	2,03—2,08
Разряжена на 25%	2,00—2,03
Разряжена на 50%	1,94—1,98
Разряжена на 75%	1,85—1,90
Разряжена полностью	1,70—1,80

Степень разряженности по напряжению может быть определена и тогда, когда аккумуляторная батарея установлена на летательном аппарате. Для этого к ней подключают на короткое время (3—5 сек) двойную нагрузку и замеряют напряжение батареи по вольтметру. По измеренному напряжению устанавливают степень разряженности согласно табл. 2.8.

Таблица 2.8

Степень разряженности батарей в зависимости от ее напряжения

Степень разряженности батарей	Напряжение батарей, в
Заряжена полностью	24—25
Разряжена на 25%	24—25
Разряжена на 50%	23,5—24
Разряжена на 75%	22,5—23,5
Разряжена полностью	22,5—21

При разряженности батарей более чем на 25% завод-изготовитель не гарантирует автономный запуск авиадвигателя.

§ 2.10. ПРАВИЛА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ СВИНЦОВЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

При температуре окружающего воздуха ниже 0°С не разрешается оставлять батарею на летательном аппарате. Батарея также снимается с летательного аппарата, если он находится на консервации или в ангаре.

Периодически проверяется состояние рабочих пробок и производится очистка их вентиляционных каналов, так как закупорка каналов может привести к разрыву батарей, контролируется уровень электролита в банках элементов.

На крышке батарей не должно быть электролита. Это приводит к ускоренному саморазряду. Если по какой-либо причине крышка окажется залитой электролитом, нужно протереть ее сухой тряпкой.

Проверяется состояние выходных зажимов. Следует предохранять батарею от механических повреждений. При повреждении корпуса и течи электролита батарею эксплуатировать нельзя.

Не допускается установка на летательный аппарат разряженной или полуразряженной батареи в связи с тем, что это приводит к ненадежному питанию потребителей, невозможным становится автономный запуск двигателя, а в самой батарее могут возникнуть такие неисправности, как сульфата-

ция и переполюсовка элементов. Следует иметь в виду, что аккумуляторная батарея в полете не может полностью зарядиться, так как напряжение на батарее в конце заряда должно быть 30,6—31,8 в, а напряжение бортовой сети не превышает 28,5 в.

Не допускается держать аккумуляторную батарею в разряженном или полуразряженном состоянии более 8 час.

В конце летного дня (ночи), а при возможности и после каждого полета нужно проверять степень разряженности аккумуляторных батарей.

Для предотвращения сульфатации аккумуляторные батареи должны периодически подвергаться глубоким зарядам и контрольным тренировочным циклам. Глубокий заряд (с перезарядом) проводится один раз в месяц и состоит в том, что после нормального заряда в две ступени аккумуляторная батарея отключается от зарядной цепи и после охлаждения электролита до температуры 20—25°С включается на дополнительный заряд током второй ступени в течение 2 час. Если в процессе дополнительного заряда напряжение на элементах и плотность электролита не увеличиваются, то глубокий заряд на этом заканчивается.

В сильно засульфатированной батарее в процессе дополнительного заряда наблюдается рост напряжения и плотности электролита. В этом случае дополнительные заряды с перерывами для охлаждения необходимо продолжать до постоянного напряжения и плотности электролита.

Контрольные тренировочные циклы проводятся через каждые три месяца. Они включают глубокий заряд, разряд батарей номинальным током до напряжения 1,7 в и затем нормальный заряд в две ступени.

В заключение следует сказать, что при соблюдении правил технической эксплуатации батареи она обеспечивает безотказную работу в течение всего гарантийного срока.

§ 2.11. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И КОНСТРУКЦИЯ СЕРЕБРЯНО-ЦИНКОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ

За последнее время на различных летательных аппаратах находят применение серебряно-цинковые аккумуляторы.

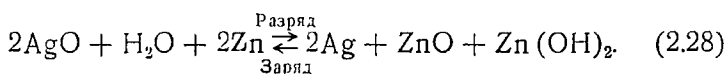
Давно известно, что серебряные и цинковые электроды могут быть использованы для создания очень эффективной и легкой аккумуляторной батареи. Однако многочисленные попытки создать такую батарею долгое время не давали положительных результатов. Основное затруднение состояло в том, что не могли предотвратить растворение отрицательного электрода в процессе работы аккумулятора. Только в конце второй мировой войны эта проблема была решена насыщением электролита материалом отрицательного электро-

да (цинка). При формировке серебряно-цинковых аккумуляторов из гидроокиси калия образуется цинкат калия (K_2ZnO_2), который, растворяясь в воде, насыщает электролит цинком. При этом растворение отрицательного электролита получается очень незначительным.

В дальнейшем была проведена большая работа по усовершенствованию серебряно-цинковых аккумуляторов и разработана технология их производства.

Активным веществом положительной пластины в полностью заряженном аккумуляторе является перекись серебра (AgO), а отрицательной пластины — металлический цинк (Zn). Электролитом служит водный раствор едкого калия (KOH) плотностью $1,46 \text{ г/см}^3$. Щелочь, растворенная в воде, находится в аккумуляторе в абсорбированном состоянии. При разряде серебряно-цинкового аккумулятора перекись серебра восстанавливается до металлического серебра, а цинк окисляется.

Электрохимические процессы при разряде и заряде аккумулятора могут быть выражены суммарным уравнением



Из этого уравнения видно, что электролит в реакциях разряд — заряд участия не принимает, а является своего рода катализатором.

При разряде аккумулятора восстановление перекиси серебра в металлическое серебро протекает в две ступени. Сначала перекись серебра (AgO) превращается в окись серебра (Ag_2O), а затем окись серебра — в металлическое серебро (Ag).

В процессе заряда окисление серебра происходит также в две ступени. Вначале образуется окись, а затем перекись серебра. Химический состав цинкового электрода в реакциях разряд — заряд изменяется в одну ступень.

Элементы аккумулятора собраны из большого числа чередующихся между собой положительных и отрицательных пластин. Крайними могут быть положительные или отрицательные пластины. Исходным материалом активного вещества положительных пластин является сухой порошок металлического серебра, а отрицательных — паста, приготовленная из смеси цинкового порошка и порошка окиси цинка. Основом для пластин служат серебряные проволоочки, запрессованные в активную массу; они являются одновременно и токоотводами. Хорошая проводимость активных веществ электродов, особенно положительного, дает возможность отказаться от токовых распределительных решеток, поэтому вес токоотвода элемента серебряно-цинкового аккумулятора

составляет всего 10% веса активных материалов, в то время как у свинцовых аккумуляторов вес решетки примерно равен весу активных материалов.

Пластины разного знака разделяются между собой сепаратором, который состоит из двух частей: внутреннего сепаратора, представляющего капроновый мешочек, куда помещаются положительные пластины, и так называемого ионно-обменного сепаратора, состоящего из целлофановой пленки толщиной 25—30 мк, которой обвертываются отрицательные пластины. Капрон предотвращает вредное влияние серебра

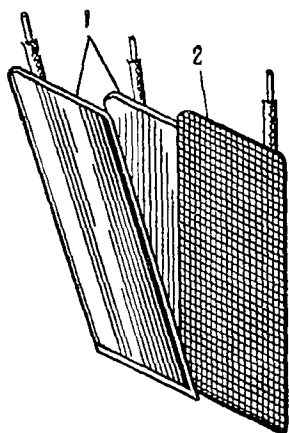


Рис. 2.17. Пластины серебряно-цинкового аккумулятора:

1 — отрицательные пластины;
2 — положительная пластина

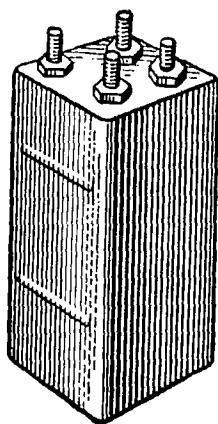


Рис. 2.18. Общий вид элемента серебряно-цинкового аккумулятора

на целлофановую пленку, а целлофан защищает электроды от взаимного проникновения частиц активных материалов. Сепаратор благодаря высокой пористости впитывает в себя около 90% электролита, поэтому количество свободного раствора в аккумуляторе невелико.

На рис. 2.17 показаны две отрицательные 1 и одна положительная 2 пластины с сепаратором.

Блоки пластин элемента помещаются в сосуд, выполненный из полиамидной смолы, обладающей большой теплостойкостью и щелочестойкостью. Пластины вместе с сепараторами очень плотно сидят в сосуде; этим обеспечивается их защита от толчков и вибрации. Сверху сосуд закрывается крышкой с пятью отверстиями, из которых четыре расположены по углам для вывода токосъемных борнов (по два на каждую полярность) и одно посередине, служащее для заливки электролита и выхода газов. Центральное отверстие закрывается рабочей пробкой, конструкция которой аналогична пробке,

применяемой для аккумуляторов 12-АСАМ-23. На боковой стенке сосуда нанесены две красные черты, указывающие на нижний и верхний допустимые уровни электролита. Общий вид элемента показан на рис. 2.18.

В авиации получили распространение серебряно-цинковые аккумуляторные батареи 15-СЦС-45. Первые две цифры в наименовании батареи указывают на количество последовательно соединенных элементов, буквы обозначают — серебряно-цинковая самолетная, а последние две цифры — номинальную емкость при пятичасовом режиме разряда. Эле-

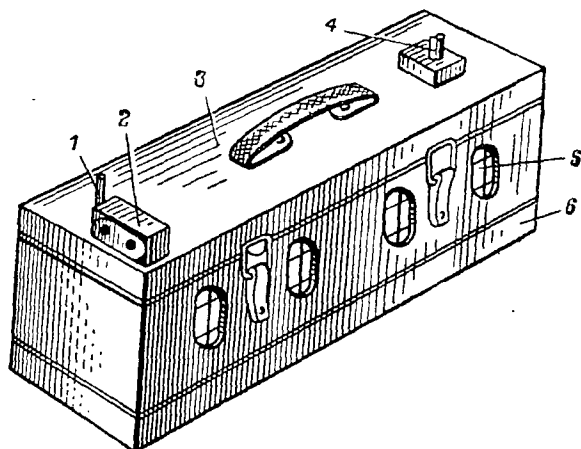


Рис. 2.19. Общий вид аккумуляторной батареи 15-СЦС-45:

1 — трубка для отвода газов; 2 — штепсельный разъем; 3 — крышка; 4 — жгут проводов; 5 — смотровое окно; 6 — контейнер

менты батареи помещены в контейнер, изготовленный из листовой нержавеющей стали с откидной крышкой, закрывающейся пружинными замками (рис. 2.19). Соединение элементов в батарее осуществляется через борны с помощью медных посеребренных шин. Для лучшего отвода тепла между элементами имеется небольшой воздушный зазор. На крышке контейнера размещены колодка для штепсельного разъема, трубка для отвода газов и жгут проводов, соединяющих батарею с системой поэлементного контроля э. д. с. Наблюдение за уровнем электролита осуществляется через окна на боковой стенке контейнера.

§ 2.12. ХАРАКТЕРИСТИКИ СЕРЕБРЯНО-ЦИНКОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ

Электродвижущая сила элемента полностью заряженного аккумулятора равна 1,82—1,85 в. После снятия части емкости (25—30%) э. д. с. скачком снижается до величины 1,5—

1,6 в, так как при этом перекись серебра переходит в окись серебра, обладающую более низким потенциалом.

При кратковременных режимах разряда переход Ag_2O в Ag_2O происходит настолько быстро, что э. д. с. достигает своего нижнего уровня практически мгновенно.

Максимальное напряжение авиационной серебряно-цинковой батареи равно 28 в, номинальным напряжением считается напряжение 22,5 в.

Благодаря высокой проводимости электродов и ничтожному расстоянию между пластинами внутреннее сопротивление серебряно-цинковой аккумуляторной батареи весьма небольшое (не превышает 0,02—0,03 ом). Поэтому аккумуля-

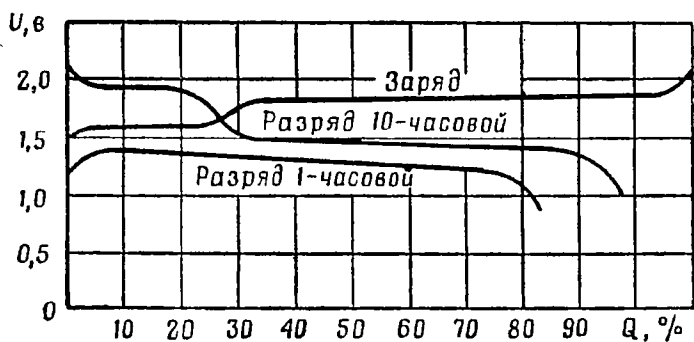


Рис. 2.20. Изменение напряжений на элементе серебряно-цинкового аккумулятора при заряде и разряде

торные батареи допускают исключительно высокие токовые нагрузки за короткий промежуток времени.

Время перегрузки, а также ток перегрузки серебряно-цинковых аккумуляторов ограничиваются только температурой нагрева. Максимально допустимая температура для этих аккумуляторов установлена $+80^{\circ}\text{C}$. При более высокой температуре может произойти разрушение целлофановой пленки и деформация элементных бачков.

При разряде серебряно-цинкового аккумулятора, если он производится при температуре выше $+5^{\circ}\text{C}$, его напряжение остается практически постоянным почти до полного разряда (рис. 2.20), а величина разрядного тока оказывает влияние только на уровень напряжения, который устанавливается при данном режиме разряда. Некоторое повышение напряжения в начале кратковременного разряда объясняется повышением температуры электролита, а также уменьшением удельного сопротивления активного вещества положительной пластины при переходе перекиси серебра в окись серебра. При низких температурах напряжение аккумулятора в процессе разряда изменяется более значительно.

Минимально допустимое напряжение разряда на элементе равно 1 в. При более глубоких разрядах может произойти переполюсовка элементов и на положительной пластине выделяется металлический цинк, что приводит к выходу аккумулятора из строя.

Емкость серебряно-цинковых аккумуляторов мало зависит от величины разрядного тока, так как протекающие в нем электрохимические процессы не связаны с диффузией электролита, как в свинцовом аккумуляторе. Кроме того, внутреннее сопротивление аккумулятора в процессе разряда изменяется мало. На рис. 2.21 приведены сравнительные кривые зависимости емкости аккумуляторных батарей 15-СЦС-45 и 12-САМ-55 от величины разрядного тока.

Более существенное влияние на емкость оказывает температура электролита. Максимум емкости соответствует температуре $+35^{\circ}\text{C}$. При повышении и особенно при понижении температуры емкость уменьшается. При температуре электролита -40°C аккумулятор отдает всего около 20% номинальной емкости, а при температуре -50°C он полностью неработоспособен.

Для повышения емкости аккумулятора при работе в условиях низких температур его подогревают с помощью электрических грелок, а иногда применяют так называемый авторазогрев, т. е. кратковременное короткое замыкание аккумулятора, при котором происходит нагревание электролита током короткого замыкания.

Отдача серебряно-цинкового аккумулятора по емкости $\eta_Q = 95\%$, а отдача по энергии $\eta_A = 80 \div 85\%$, т. е. выше, чем у свинцовых аккумуляторов.

Саморазряд аккумуляторов при температуре $+20^{\circ}\text{C}$ не превышает 10—15% в месяц, а при температуре $+75^{\circ}\text{C}$ через двое суток наблюдается полная потеря емкости.

Серебряно-цинковый аккумулятор имеет наибольшую удельную энергию на единицу веса и объема по сравнению со всеми другими аккумуляторами. Он в три раза легче свинцового аккумулятора и отдает в три раза больше энергии, чем свинцовый аккумулятор того же веса. Большая удельная энергия серебряно-цинкового аккумулятора обусловлена очень высоким электрохимическим потенциалом серебра и цинка и высокой проводимостью окиси серебра.

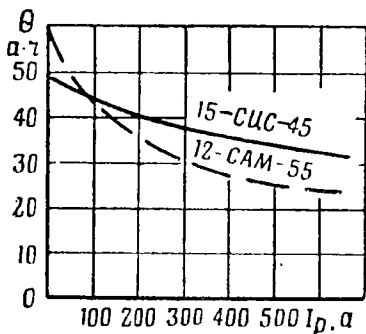


Рис. 2.21. Зависимость емкости серебряно-цинкового аккумулятора от величины разрядного тока

Аккумуляторная батарея 15-СЦС-45 допускает три запуска газотурбинного двигателя при температуре электролита выше $+5^{\circ}\text{C}$. При этом длительность паузы после каждого запуска должна быть 3 мин. Максимально допустимый ток разряда батареи 15-СЦС-45 равен 750 а. Батарея может эксплуатироваться в негерметизированном отсеке до высоты 25 км и при изменении температуры от $+50^{\circ}$ до -50°C .

Электролит для серебряно-цинковых аккумуляторов готовят следующим образом: порцию едкого калия (порошок) весом 560 г растворяют в 500—600 см³ дистиллированной воды. В раствор добавляют небольшими порциями 100 г окиси цинка и подогревают его до полного ее растворения, затем охлаждают. После охлаждения доливают дистиллированную воду в таком количестве, чтобы объем раствора составлял 1 л.

Для удаления механических примесей из электролита его фильтруют через вату и измеряют плотность, которая должна быть $1,46 \pm 0,03 \text{ г/см}^3$.

Во время эксплуатации батареи может быть использован водный раствор КОН плотностью 1,4 г/см³ без добавки окиси цинка.

§ 2.13. ЗАРЯД СЕРЕБРЯНО-ЦИНКОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТЕПЕНИ РАЗРЯЖЕННОСТИ

Серебряно-цинковые аккумуляторы поставляются промышленностью в основном отформированными, разряженными и без электролита. Небольшая часть этих аккумуляторов, прошедших заводские электрические испытания, поступает с залитым электролитом.

Первые заряды при вводе в эксплуатацию залитых электролитом аккумуляторов, а также заряды аккумуляторов, находящихся в эксплуатации, проводятся в две ступени. На первой ступени ток заряда устанавливается равным 1,8 номинального тока при 10-часовом режиме разряда. Заряд продолжается в течение 4 час. На второй ступени ток снижается наполовину и заряд продолжается еще 6 час. Конец заряда определяется по напряжению, которое не должно превышать 2,05—2,1 в на элемент.

На кривой заряда (рис. 2.20) скачок напряжения объясняется двумя окисными состояниями серебра (переход Ag_2O в AgO). Перезаряд аккумулятора весьма опасен, так как при этом происходит разложение воды и окисление целлофановой пленки выделяющимся кислородом, в результате чего аккумулятор выходит из строя.

Во время нормального заряда напряжение на элементах контролируется через каждый час и если оно достигает хотя бы на нескольких элементах 2 в ранее указанного времени,

то батарея отключается на 2—3 час, после чего заряд продолжается при прежнем режиме.

При необходимости допускается ускоренный заряд током, равным десятикратному значению номинального тока при 10-часовом режиме разряда. При этом напряжение измеряется через каждые 15 мин.

В заряженном аккумуляторе напряжение при проверке током, равным двадцатикратному значению номинального, в течение 2—3 сек не должно быть ниже 1,3 в.

Перед зарядом аккумулятора необходимо проверить уровень электролита, который не должен быть выше или ниже двух красных черт, нанесенных на стойке сосуда.

Аккумулятор, поступивший с завода без электролита, приводится в рабочее состояние следующим образом. В него заливают электролит, после чего помещают в барокамеру для полной пропитки сепаратора. В барокамере устанавливается давление 500 мм рт. ст. При этом давлении аккумулятор выдерживают в течение 2—3 мин. После этого давление повышают до нормального и выдерживают аккумулятор в течение 2—3 мин. Производится 5 таких циклов. При каждом последующем цикле разряжение уменьшается на 100 мм рт. ст. После 5 циклов аккумулятор доливают электролитом и затем выполняют еще 5 циклов. В последнем цикле давление в барокамере должно быть не более 30 мм рт. ст. При отсутствии барокамеры пропитку сепараторов осуществляют путем выдерживания батареи после заливки ее электролитом в течение 48 час.

После пропитки производят два формировочных зарядно-разрядных цикла. Каждый цикл включает нормальный заряд и разряд аккумулятора током 5-часового режима разряда. В заключение делается контрольный зарядно-разрядный цикл. Аккумулятор заряжается режимом нормального заряда и разряжается десятикратным током 5-часового режима разряда до напряжения 1 в, а затем снова заряжается.

Так как в процессе разряда серебряно-цинкового аккумулятора его напряжение остается практически постоянным, а электродит не принимает участия в химической реакции, то определить степень разряженности аккумулятора по плотности электролита и по напряжению невозможно. Для этой цели служит интегрирующий счетчик ампер-часов (рис. 2.22).

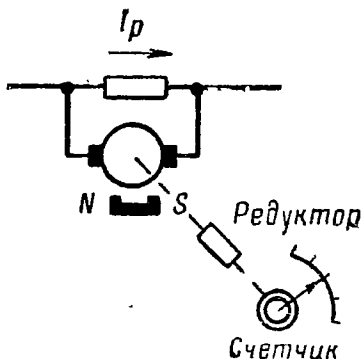


Рис. 2.22. Кинематическая схема счетчика емкости

Он состоит из двигателя постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов, редуктора и счетчика со стрелкой и шкалой. При протекании в цепи тока двигатель приходит во вращение. Вращение двигателя через редуктор передается на счетчик, стрелка которого показывает на шкале емкость аккумулятора.

Заряд батареи на летательном аппарате идет очень медленно. Вначале зарядный ток достигает большой величины (до 300 а в батарее 15-СЦС-45), а затем быстро падает, так как напряжение батареи быстро возрастает до 27 в вследствие перехода активного вещества положительной пластины в другое окисное состояние, хотя аккумулятор еще не заряжен. Зарядный ток становится настолько мал, что аккумуляторная батарея в полете почти не заряжается. По этой причине на летательные аппараты должны устанавливаться только полностью заряженные аккумуляторные батареи.

Гарантийный ресурс батареи 15-СЦС-15, поставляемой в сухом состоянии, установлен 3 года, из них 6 месяцев — непосредственная работа на летательном аппарате, а остальное время — транспортировка и хранение на складе. В указанный период эксплуатации батарея должна находиться на летательном аппарате не более 120 летних часов.

Хранение залитых электролитом батарей должно производиться в разряженном состоянии, так как при этом лучше сохраняются сепараторы.

§ 2.14. ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ СЕРЕБРЯНО-ЦИНКОВЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

Батареи должны ставиться на летательный аппарат только в заряженном состоянии.

Если по показанию интегрирующего счетчика ампер-часов батарея не может обеспечить запуска авиадвигателя, она снимается с летательного аппарата для подзаряда. Если счетчик показывает, что батарея имеет необходимую емкость, то это еще не означает, что все ее элементы пригодны к эксплуатации. Нужно проверить дополнительно э. д. с. каждого элемента с помощью системы поэлементного контроля. Если э. д. с. хотя бы одного элемента окажется ниже 1,82 в, батарею следует отправить на зарядную станцию для подзаряда.

Батареи выдаются с зарядной станции на объект не ранее чем через 24 час после заряда. При этом производится замер э. д. с. на каждом элементе, которая должна быть 1,82—1,85 в. При наличии хотя бы одного элемента с э. д. с. ниже 1,82 в батарея на объект не ставится, а неисправный элемент заменяется запасным. Выдержка в 24 час после

заряда необходима для выявления неисправных элементов батарей (с пониженной э. д. с.), которые могут привести к коротким замыканиям и загоранию батарей на объекте.

В случае крайней необходимости батарея после заряда может выдаваться на объект без выдержки или с меньшей выдержкой после заряда, но при этом выявление неисправных элементов не гарантируется.

В перевернутом положении батареи допускается ее эксплуатация не более 1 мин.

Для дополнительной проверки состояния батареи, установленной на летательный аппарат, перед ее эксплуатацией нужно включить нагрузку 50—100 а на каждую батарею в течение 2—3 сек; напряжение при этом должно быть не ниже 21 в. Если напряжение батарей будет ниже 21 в, то ее следует сдать на подзаряд на зарядную станцию с соответствующей отметкой в паспорте батарей.

Если полет производился при температуре окружающего воздуха ниже $+5^{\circ}\text{C}$, после окончания полета батарея снимается с летательного аппарата и ставится в теплом помещении с температурой не ниже $+10^{\circ}\text{C}$ и не выше $+35^{\circ}\text{C}$. Если по каким-либо причинам этого сделать нельзя, то сразу же после установки аккумуляторной батареи на летательный аппарат при температуре $+5^{\circ}\text{C}$ должен быть включен электроподогрев, питающийся от аэродромных средств.

Контрольно-тренировочные циклы проводятся не реже одного раза в месяц или после десяти полетов с автономными запусками.

§ 2.15. КАДМИЕВО-НИКЕЛЕВЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ

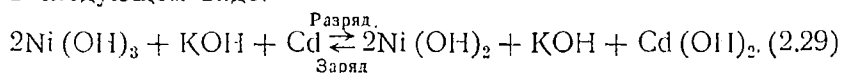
Кадмиево-никелевые аккумуляторы используются в авиации в основном для питания наземной радиоаппаратуры (систем посадки, связных радиостанций и др.). В последнее время в связи с улучшением их электрических характеристик они начали находить применение и на летательных аппаратах.

Основным достоинством этих аккумуляторов является высокая прочность и большой срок службы (до 600—700 циклов). Они могут длительно храниться с электролитом в разряженном и полуразряженном состоянии и нечувствительны к перезаряду. Недостатком их является сравнительно большое внутреннее сопротивление (примерно на 20% больше, чем у свинцовых аккумуляторов соответствующей емкости). Кроме того, они имеют большую разницу между напряжениями заряда и разряда, что затрудняет совместную работу аккумуляторной батареи с генератором. Коэффициент отдачи аккумулятора невысок ($\eta_0 = 0,65 \div 0,70$).

Активным веществом положительной пластины кадмиево-

никелевого аккумулятора являются окислы никеля, а отрицательной пластины — губчатый кадмий. Электролитом служит водный раствор щелочи (KOH или NaOH) плотностью 1,18—1,30 г/см³ (в зависимости от температуры, при которой эксплуатируются аккумуляторы). С понижением температуры применяемые плотности электролита увеличиваются.

Простейшее уравнение электрохимических процессов при заряде и разряде аккумуляторов может быть представлено в следующем виде:



Общий состав электролита в аккумуляторе всегда остается постоянным, однако концентрация его при разряде понижается у отрицательного электрода и повышается у положительного. При заряде происходит обратная картина.

Каждый элемент аккумулятора состоит из набора (блока) положительных и отрицательных пластин. Крайние пластины отрицательные. Одноименные пластины соединяются между собой посредством мостика, имеющего выводной борн. Активные вещества пластин запрессованы в пакетах, называемых ламелями. Ламели изготавливаются из перфорированной ленты толщиной 0,1 мм. Ламели положительных пластин имеют обычно толщину 5 мм, а отрицательных — 3 мм. Сепаратором служит капроновая ткань, расположенная в два-три слоя, между которыми прокладывается перхлорвиниловая пленка. Пластины элемента заключены в стальной никелированный снаружи сосуд, покрываемый сверху битумным лаком. На крышке сосуда имеется отверстие для заливки электролита. Отверстие закрывается пробкой клапанного типа, оттарированной на избыточное давление 0,5—2,0 атм. Это дает возможность обеспечить работоспособность аккумулятора до высоты 35 км. В батарее сосуды элементов изолированы между собой пленкой из винипласта.

Кадмиево-никелевая батарея 20-КНБ-30 состоит из двадцати последовательно соединенных элементов с номинальной емкостью 30 а-ч. Э. д. с. кадмиево-никелевого аккумулятора равна 1,35 в. Ее величина очень мало зависит от концентрации и температуры электролита. В процессе разряда внутреннее сопротивление остается почти постоянным до потери аккумулятором 85% емкости и лишь затем начинает возрастать. Понижение температуры вызывает увеличение внутреннего сопротивления.

Номинальный ток аккумулятора соответствует 5-часовому режиму разряда. При номинальном токе разряда среднее значение напряжения равно ~1,25 в, а допустимое конечное напряжение 1,1 в. При увеличении разрядного тока выше номинального и при понижении температуры электролита ем-

кость аккумулятора уменьшается. Однако следует отметить, что у кадмиево-никелевых аккумуляторов емкость в меньшей степени зависит от величины разрядного тока, чем у свинцовых.

Заряд аккумуляторной батареи 20-КНБ-30 проводится в две ступени. На первой ступени устанавливается ток, равный двойному номинальному, и заряд продолжается 3 час, а на второй ступени ток снижается наполовину и заряд продолжается еще 3 час. При заряде отсутствуют объективные признаки его окончания. Окончание заряда определяется количеством электричества, полученным аккумулятором от сети.

§ 2.16. ТОПЛИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Топливными элементами называют химические источники тока, в которых процесс окисления топлива протекает при определенных электрохимических реакциях, обеспечивающих непосредственное превращение химической энергии в электрическую. Активными веществами в топливном элементе являются горючее и окислитель. Направленное движение зарядов при протекании химической реакции между ними осуществляется с помощью электролита. Длительность работы топливного элемента определяется внешними запасами активных веществ, которые должны непрерывно поступать в элемент.

В качестве окислителя топливных элементов используется кислород или воздух. Горючее может находиться в различном агрегатном состоянии: твердом, жидком или газообразном. Электролитом могут служить водные растворы кислоты или щелочи, расплавленная смесь различных силикатов и карбонатов или твердая смесь карбонатов и различных окислов.

Топливные элементы бывают высокотемпературными и низкотемпературными, а также работающими при низком и высоком давлении.

В настоящее время наиболее детально разработанными и перспективными являются газовые элементы, и особенно те, в которых горючим является водород, а окислителем — кислород (водородно-кислородные элементы).

Рассмотрим принцип действия водородно-кислородного элемента. На рис. 2.23 представлена схема устройства этого элемента. Отрицательным электродом является водород H_2 , который под давлением подается в камеру 2, а положительным электродом — кислород O_2 , поступающий под давлением в камеру 3.

Так как газообразные вещества не могут служить непосредственно электродами, то в качестве носителей газовых электродов применяются посторонние твердые вещества, яв-

ляющиеся инертными по отношению к газам и электролиту. На поверхности носителей электродов, которые в дальнейшем будем называть просто электродами, газы адсорбируются.

Отрицательный электрод 1 и положительный электрод 4 изготавливаются из пористого никеля или активизированного угля. Будучи помещенными в электролит, они обладают каталитическими свойствами. Пористость электродов способствует ускорению реакции за счет создания большой их по-

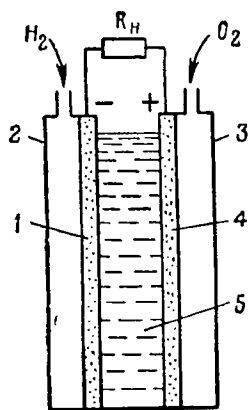


Рис. 2.23. Схема устройства водородно-кислородного топливного элемента:

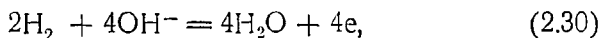
1, 4 — электроды; 2, 3 — камеры; 5 — электролит

верхности. Поры имеют размеры до 25 мк, что обеспечивает медленную диффузию газов в электролит. Электролитом 5 служит водный раствор щелочи КОН. Адсорбированные на электродах молекулы водорода H_2 и кислорода O_2 благодаря каталитическому действию электродов диссоциируют до атомов. На отрицательном электроде атомы водорода, соприкасаясь в порах с электролитом, теряют свои электроны и превращаются в катионы водорода H^+ . При этом электроны осаждаются на поверхности электрода, а катионы водорода переходят в электролит, создавая отрицательный заряд на электроде.

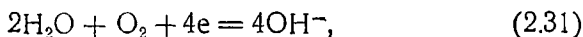
При замыкании внешней цепи элемента электроны перемещаются на кислородный (положительный) электрод, где в присутствии электролита присоединяются к атомам кислорода, образуя с ними анионы кислорода O^- . Анионы кислорода, растворяясь в воде, переходят в состав радикалов OH^- , которые через электролит проходят к аноду и образуют с катионами водорода (H^+) воду.

Химические реакции в элементе в общем виде можно записать так:

на отрицательном электроде



на положительном электроде



где e — электрон.

Суммарное уравнение процесса будет иметь вид



т. е. в конечном результате получается вода, которая автоматически удаляется из элемента.

Из рассмотренного принципа действия топливного элемента видно, что реакция окисления горючего осуществляется не атомами кислорода, а ионами с одновременным образованием электрической энергии. Получение электрической энергии в топливном элементе связано с изменением свободной энергии топлива, участвующего в химической реакции. Количество получаемой электрической энергии $W_э$, если не учитывать необратимые потери в элементе (тепловые, омические и т. п.), равно изменению свободной энергии топлива ΔA_m

$$W_э = -\Delta A_m. \quad (2.33)$$

Знак «—» перед ΔA_m указывает на то, что получение электрической энергии происходит при уменьшении свободной энергии.

Если процесс происходит при постоянных температуре и давлении, то изменение свободной энергии можно представить в таком виде:

$$\Delta A_m = -Q_p - T\Delta S, \quad (2.34)$$

где Q — тепловой эффект химической реакции при постоянном давлении (Q_p имеет отрицательный знак, так как в процессе горения происходит отдача тепла),
ккал;

T — абсолютная температура;

ΔS — изменение энтропии.

Тогда

$$W_э = Q_p + T\Delta S. \quad (2.35)$$

Изменение энтропии будет положительным ($\Delta S > 0$), если число молей газа в результате реакции увеличивается ($2C + O_2 = 2CO$). В данном случае согласно уравнению (2.35) $W_э > Q_p$. Это означает, что электрическая энергия в топливном элементе получается не только за счет химической энергии топлива, но и тепловой энергии ($T\Delta S$), получаемой из внешней среды.

Если число молей газа в результате реакции уменьшается ($2H_2 + O_2 = 2H_2O$), то изменение энтропии будет отрицательным ($\Delta S < 0$), вследствие чего $W_э < Q_p$. При этом часть химической энергии топлива превращается в тепловую энергию ($-T\Delta S$), которая рассеивается в окружающую среду.

Когда число молей газа не изменяется в процессе реакции ($C + O_2 = CO_2$), то энтропия остается постоянной ($\Delta S = 0$) и тогда $W_э = Q_p$.

Из сказанного следует, что определение к. п. д. топливного элемента должно производиться с учетом влияния знака ΔS .

Если принять за к. п. д. топливного элемента отношение полученной электрической энергии к тепловому эффекту реакции, то будем иметь:

$$\eta = \frac{W_{\text{э}}}{Q_p} = 1 + T \frac{\Delta S}{Q_p}. \quad (2.36)$$

Когда $\Delta S \leq 0$, это выражение соответствует принятому понятию к. п. д. и служит удовлетворительным критерием для оценки экономичности теоретического процесса «электрохимического горения» в топливном элементе. Если же $\Delta S > 0$, то принятое понятие к. п. д. уже не может быть выражено такой зависимостью и в этом случае надо учитывать тепло внешней среды ($T\Delta S$), воспринимаемое топливным элементом.

Электрохимические процессы с $\Delta S > 0$ встречаются редко. Приведенное выше выражение широко используется для определения к. п. д. топливного элемента. Иногда число, полученное из выражения (2.36), называют не к. п. д., а коэффициентом полезного использования топлива. В зависимости от знака приращения энтропии значение этого коэффициента может быть больше или меньше единицы.

Э. д. с. топливного элемента определяется по следующей формуле:

$$W_{\text{э}} = nFE, \quad (2.37)$$

где n — число грамм эквивалентов топлива;

$F = 96484 \frac{\text{а} \cdot \text{сек}}{\text{г} \cdot \text{Экв}}$ — число Фарадея;

E — э. д. с.

Подставляя в формулу (2.37) значение $W_{\text{э}}$ из выражения (2.35), получим

$$nFE = Q_p + T\Delta S. \quad (2.38)$$

Откуда

$$E = \frac{Q_p}{nF} + \frac{T}{nF} \Delta S. \quad (2.39)$$

Из формулы (2.39) видно, что повышение температуры, при которой проходят реакции, приводит к увеличению или уменьшению э. д. с. в зависимости от того, какой знак имеет изменение энтропии.

Значения э. д. с. некоторых реакций при различных температурах, измеренных в $^{\circ}\text{K}$, приведены в табл. 2.9.

В водородно-кислородном элементе тепловой эффект (Q_p) мало зависит от изменения температуры, в то время как э. д. с. с повышением температуры значительно уменьшается. Поэтому в этих элементах ведут процессы при пониженных температурах, и они называются низкотемпературными элементами.

Значения э. д. с. некоторых реакций

Реакция	Знак приращения энтропии	Э. д. с., в			
		300°	500°	1000°	1500°
$C + O_2 = CO_2 \dots$	$\Delta S = 0$	1,02	1,02	1,01	1,01
$2C + O_2 = 2CO \dots$	$\Delta S > 0$	0,70	0,79	1,02	1,25
$2CO + O_2 = 2CO_2$	$\Delta S < 0$	1,34	1,24	0,99	0,76
$2H_2 + O_2 = 2H_2O \dots$	$\Delta S < 0$	1,23	1,13	0,99	0,84

С ростом давления э. д. с. увеличивается, так как при этом происходит ускорение реакции. Приращение э. д. с. с увеличением давления определяется по формуле Нернста

$$\Delta E = \frac{RT}{nF} \ln \frac{p_2}{p_1}, \quad (2.40)$$

где R — газовая постоянная;

p_1 и p_2 — величины давления.

Используемые в настоящее время водородно-кислородные элементы работают при температуре 70—200°С и давлении 20—50 атм. Плотности тока их достаточно большие (0,3—0,7 а/см²). Удельная мощность равна 20—50 вт/кг, а к. п. д. составляет 60—80%.

ГЛАВА 3

АВИАЦИОННЫЕ ГЕНЕРАТОРЫ

§ 3.1. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И ОСОБЕННОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Основными источниками электрической энергии на летательных аппаратах являются генераторы. Мощность отдельных генераторов, устанавливаемых на летательных аппаратах, и количество их зависят от размеров и типа летательного аппарата. На истребителях и вертолетах обычно устанавливается один-два генератора, на средних самолетах — два — четыре генератора, а на тяжелых самолетах — до 12 генераторов. На спортивных самолетах применяются генераторы мощностью 1,5—3 кВт, а на боевых и транспортных самолетах — мощностью от 6 до 18 кВт.

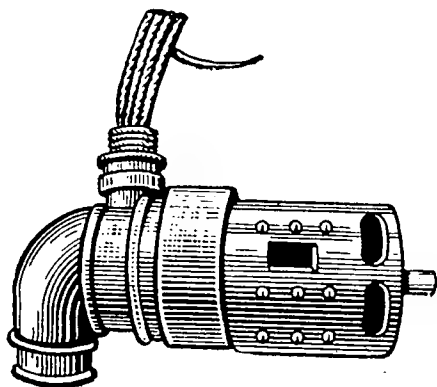


Рис. 3.1. Общий вид самолетного генератора постоянного тока серии ГСР

В СССР широкое распространение получили генераторы постоянного тока серии ГСР, что означает: генератор самолетный с расширенным диапазоном скоростей (рис. 3.1). Большинство из этих генераторов имеет диапазон скоростей вращения 4000—9000 об/мин. Номинальная мощность генераторов относится к нижнему пределу скорости вращения. К серии самолетных генераторов относятся также генераторы ГСР-СТ и СТГ, но они используются не только как источники электрической энергии, но и для раскрутки вала турбо-

реактивного двигателя при запуске. Поэтому эти генераторы называются стартер-генераторами.

Генераторы постоянного тока мощностью до 1,5 кВт имеют номинальное напряжение 27,5 в, а свыше 1,5 кВт — 28,5 в. К.п.д. генераторов мощностью до 3 кВт равен $0,72 \div 0,75$, а более мощных генераторов — $0,75 \div 0,80$.

Авиационные генераторы постоянного тока допускают полторакратную перегрузку в течение 1—2 мин и двукратную перегрузку в течение 10 сек с перерывом 1 час. Генераторы рассчитаны на нормальную работу при температуре окружающего воздуха от -60°C до $+60^{\circ}\text{C}$ и относительной влажности атмосферы 98%.

В таблице 3.1 приведены основные данные авиационных генераторов постоянного тока.

Таблица 3.1

Основные данные авиационных генераторов постоянного тока

Тип генератора	Номинальная мощность, кВт*	Номинальный ток, а	Диапазон скоростей вращения, об/мин	Вес, кг	Удельная мощность, вт/кг
ГСР-3000	3	100	4000—9000	11,0	274
ГСР-СТ-6000	6	200	4000—9000	20,0	300
ГСР-9000	9	300	4000—9000	24,0	380
ГСР-12000	12	400	4000—9000	28,6	420
ГСР-СТ-12000	12	400	4000—9000	31,0	390
СТГ-12В	12	400	4200—9000	31,5	380
ГСР-18000	18	600	4000—9000	41,5	435
СТГ-18000	18	600	4200—9000	46,0	350
ГС-18	18	600	4200—9000	40,0	450

* При напряжении на зажимах генератора, равном 30 в.

Принцип действия авиационных генераторов такой же, как и генераторов постоянного тока, используемых в наземных установках, но в конструктивном выполнении они существенно отличаются от последних.

Характерным для авиационных генераторов является высокая удельная мощность, т. е. мощность, приходящаяся на единицу веса. Удельная мощность авиационных генераторов в шесть-семь раз больше, чем у генераторов постоянного тока промышленного применения. Это значит, что, например, генератор ГСР-18000 весит примерно столько, сколько обычный генератор постоянного тока мощностью в 2,5 кВт.

Высокая удельная мощность авиационных генераторов достигается в результате применения повышенной скорости вращения, высококачественных материалов и высокой сте-

пени их использования, эффективной системы охлаждения, а также вследствие повышенных температурных режимов.

В качестве примера высокой степени использования материалов можно привести значения плотностей тока в генераторах. В обмотке якоря плотности тока достигают 20 а/мм^2 , а в щеточном контакте — $25\text{—}30 \text{ а/см}^2$, в то время как у генераторов промышленного применения плотности тока не превышают $6\text{—}7 \text{ а/мм}^2$ в обмотке и 15 а/см^2 под щетками.

Высокая плотность тока приводит к повышенному температурному режиму авиационных генераторов. Так, для коллектора допускаются превышения температуры 125°С , а для обмотки якоря 115°С . При этих условиях и температуре окружающей среды $+60^\circ \text{С}$ максимально возможные температуры составляют для коллектора 185°С , а для обмотки якоря — 175°С .

Высокие температуры для обмоток стало возможным допускать благодаря применению теплостойких изоляционных материалов (пленка типа ПМ, стеклослюденит, эпоксидный компаунд типа Эк-1М и др.). Для сохранения магнитных свойств генератора в условиях высоких температур применяют специальные теплопрочные магнитные материалы — сплав типа МЛ-10 или железо-кобальтовый листовой материал марки «Гиперко» с высокой проницаемостью и др.

Гарантийный ресурс авиационных генераторов определяется в основном допустимым нагревом их частей и составляет $250\text{—}3000 \text{ час}$, в то время как срок службы промышленных генераторов исчисляется десятками лет.

§ 3.2. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА ВНУТРЕННИХ СОЕДИНЕНИЙ ГЕНЕРАТОРОВ

Современные авиационные генераторы постоянного тока имеют схему внутренних соединений с общим минусом, т. е. такую, в которой один из концов параллельной обмотки возбуждения наглухо присоединен к минусу генератора, а другой конец соединяется с плюсом генератора через регулируемое сопротивление r_p .

Применение схемы с общим минусом связано с устройством бортовой сети. На отечественных летательных аппаратах в настоящее время используется однопроводная бортовая сеть, где вторым проводом служит корпус летательного аппарата и к нему присоединяется минусовый зажим генератора. Если генератор будет иметь схему внутренних соединений с общим плюсом, то при замыкании провода, идущего от зажима Ш до регулируемого сопротивления r_p на корпус, возможны чрезмерные повышения напряжения бортовой сети, что приведет к нарушению работы отдельных потребителей и перегоранию ламп накаливания. Сказанное пояс-

няется рис. 3.2, на котором приведены схемы внутренних соединений с общим минусом (а) и общим плюсом (б).

На рис. 3.3 дана электрическая схема внутренних соединений генератора ГСР-9000. Обмотки катушек основных полюсов соединены между собой последовательно. Один конец обмоток присоединен внутри генератора к щеткодержателю минусовых щеток, а другой выведен наружу к зажиму Ш, находящемуся на колодке зажимов. Обмотки катушек дополнительных полюсов соединены между собой и обмоткой якоря последовательно. Один конец последовательной обмотки присоединен к кольцу, соединяющему минусовые щетки, а другой выведен к клеммовой колодке и имеет обозначение «—». От кольца, соединяющего плюсовые щетки, имеется вывод к зажиму «+», расположенному также на клеммовой панели.

Самовозбуждение генератора происходит от основных полюсов. Для того чтобы генератор самовозбудился, необходимо выполнить следующие условия:

- цепь возбуждения должна быть замкнутой;

- магнитная система машины должна обладать остаточным магнетизмом;

- магнитное поле, создаваемое током возбуждения, должно усиливать, а не ослаблять остаточное намагничивание;

- сопротивление цепи возбуждения генератора должно быть меньше критического сопротивления при данной скорости вращения.

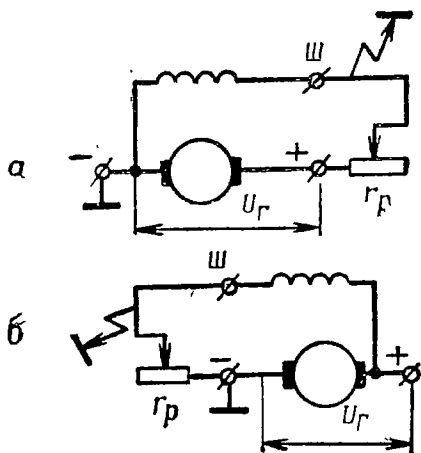


Рис. 3.2. Электрическая схема внутренних соединений генератора:
а — с общим минусом; б — с общим плюсом

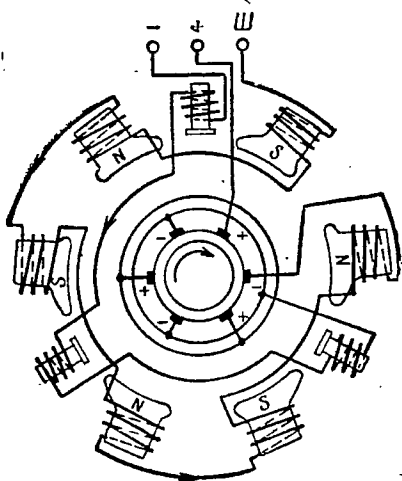


Рис. 3.3. Электрическая схема внутренних соединений генератора ГСР-9000

§ 3.3. ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ГЕНЕРАТОРОВ

Авиационный генератор состоит из корпуса, полюсов, якоря и его обмотки, коллектора, щеток.

Корпус. Корпус генератора выполняется в виде моноблока и служит частью магнитопровода. Он состоит из двух частей — активной и фланцевой, сваренных между собой по кольцу. Активная часть моноблока изготавливается из специальной электротехнической стали марки СТ-10 или АЭ для создания лучших условий самовозбуждения, фланцевая часть — из легированной стали.

В корпусе со стороны привода имеются окна для выхода охлаждающего воздуха. Для защиты от попадания внутрь генератора посторонних предметов окна защищены решеткой. Со стороны коллектора имеются окна для доступа к щеточно-коллекторному узлу. Эти окна закрываются стальной лентой.

К коллекторному щиту прикрепляется патрубок для подвода охлаждающего воздуха. Патрубок выполнен из алюминиевого сплава.

Полюсы. Современные авиационные генераторы постоянного тока средней и большой мощности имеют главные и дополнительные полюсы. Последние позволяют достичь удовлетворительной коммутации на всем диапазоне рабочих скоростей вращения и в пределах допустимых нагрузок генератора, обеспечивая неизменное токораспределение между сбегаящими и набегающими краями щеток. Благодаря применению дополнительных полюсов можно увеличить линейные нагрузки якоря (число амперпроводов на якоре, приходящихся на 1 см длины окружности якоря) и тем самым снизить диаметр и вес якоря, а следовательно, вес и габариты всего генератора. Число дополнительных полюсов может быть равным числу основных полюсов или в два раза меньше. У мощных генераторов для увеличения их удельной мощности применяется половинное число дополнительных полюсов.

При половинном числе дополнительных полюсов главные полюсы расположены по станине неравномерно. Расстояние между осями главных полюсов, в пространстве которых расположены дополнительные полюсы, больше, чем расстояние между осями полюсов, не имеющих дополнительного полюса. Это сделано в целях более полного использования внутреннего пространства корпуса для размещения обмоток основных и дополнительных полюсов.

Для обеспечения при таком размещении полюсов одинакового полюсного деления в зазоре машины, равного $\tau = \frac{\pi D}{2p}$,

полюсные наконечники основных полюсов имеют несимметричную форму (в виде сапога) и своими выступами обращены в сторону дополнительных полюсов (рис. 3.3).

Основные полюсы изготавливаются из листов электротехнической стали толщиной 0,5—1 мм. Листы полюса отожжены, собраны на шпильках и спрессованы.

Дополнительные полюсы выполняются из стали типа армко и имеют одинаковую полярность. Для уменьшения магнитного рассеяния наконечники их смещены относительно осей в сторону основных полюсов, имеющих одинаковую полярность с дополнительными полюсами.

Якорь и его обмотка. Сердечник якоря набирается из тонких штампованных, изолированных друг от друга листов электротехнической стали. Внутри сердечника имеются вентиляционные каналы, через которые проходит охлаждающий воздух. Пазы якоря обычно выполняются полукруглыми. Сердечник якоря запрессован на пустотелый стальной вал. Обмотка якоря у генераторов мощностью до 6 квт выполняется волновой; у более мощных генераторов применяется простая петлевая обмотка. Основным преимуществом петлевой обмотки является принудительное токораспределение между ее ветвями и под щетками, что улучшает условие коммутации. Недостаток ее состоит в том, что она чувствительна к асимметрии магнитной системы (неравномерный воздушный зазор между полюсами и якорем). При наличии асимметрии в магнитной системе в отдельных параллельных ветвях обмотки наводятся неодинаковые электродвижущие силы, вследствие чего в ветвях появляются уравнивающие токи, вызывающие дополнительный нагрев обмотки и неравномерную нагрузку щеток. Для разгрузки щеток от этих токов некоторые точки обмотки соединяются между собой с помощью медных колец, припаянных с торца к коллекторным пластинам. По этим кольцам протекает переменный ток, который выравнивает несимметрию магнитного потока полюсов.

За последнее время в некоторых генераторах получили применение компенсационные обмотки для компенсации поперечной реакции якоря в пределах полюсного наконечника. Следует отметить, что в авиационных генераторах реакция якоря проявляется значительно сильнее, чем в генераторах общего применения. Объясняется это тем, что в авиационном генераторе намагничивающая сила якоря при начальной скорости вращения выше, чем в обычной электрической машине, и тем, что при повышении скорости вращения для поддержания постоянства напряжения на зажимах генератора приходится уменьшать поток возбуждения, а намагничивающая сила якоря остается неизменной (при данной нагрузке). Компенсационная обмотка располагается в пазах, выполнен-

ных в полюсных наконечниках основных полюсов, и включается последовательно в цепь якоря машины.

Наличие компенсационной обмотки приводит к усложнению конструкции и некоторому увеличению веса генератора, но вместе с тем она дает возможность увеличить его перегрузочную способность примерно на 25%, что является весьма существенным.

Коллектор. В генераторе постоянного тока наиболее ответственным узлом является коллектор. Он в значительной степени определяет условия устойчивой работы механического контакта, а следовательно, и условия безыскровой коммутации.

В авиационном генераторе при его работе коллектор испытывает большие механические нагрузки от действия центробежных сил, особенно на больших скоростях вращения, а также от действия сил, возникающих при температурном расширении отдельных деталей коллектора. Большие скорости вращения генератора вызывают также усиленный износ коллектора от трения в щеточном контакте.

В конструктивном отношении коллектор авиационного генератора мало чем отличается от коллектора обычных электрических машин, но для его изготовления применяются материалы, обладающие высокими механическими качествами. Так, например, для изготовления коллекторных пластин в настоящее время используется сплав меди с кадмием, обладающий высокими механическими свойствами и большим сопротивлением износу. Пайка коллекторных пластин к обмотке якоря производится чистым оловом. У мощных генераторов, имеющих повышенный температурный режим, пайка заменена аргоно-дуговой сваркой.

Щетки. Щетки имеют весьма важное значение для нормальной работы авиационного генератора. Они должны обеспечить совершенную коммутацию при всех режимах нормальной работы с учетом изменения температуры, давления, влажности и состава воздуха, иметь незначительный износ в высотных полетах и выдерживать интенсивную вибрацию, вызываемую работой авиадвигателя.

При понижении атмосферного давления с подъемом на высоту электрическая прочность воздуха уменьшается и возрастает продолжительность горения дуги. На высоте 15 км электрическая прочность воздуха примерно в 2,5 раза ниже, чем на уровне моря, и продолжительность горения дуги при напряжении постоянного тока 24 в примерно удваивается. Это приводит к ухудшению условий коммутации из-за повышения степени искрения в скользящем контакте и к увеличению износа щеток.

На условия коммутации влияют также повышенные температуры коллектора. Чем выше температура контактного

сложения коллектора, тем при меньшем значении нагрузочного тока начинается ионизация в щеточном контакте, т. е. раньше наступает значение критического тока начала ионизации. Поэтому при прочих равных условиях искрообразование между щетками и коллектором наступает при меньшем значении нагрузки генератора.

Для облегчения условий коммутации щетки должны обладать относительно большим переходным сопротивлением. Это приводит, в свою очередь, к сравнительно большому падению напряжения на щетках (5—8% номинального напряжения) и, следовательно, к увеличению электрических потерь на коллекторе.

Существенное значение имеет длительность работы щеток. С подъемом на высоту уменьшается влажность воздуха и содержание в нем кислорода. Это приводит к увеличению коэффициента трения и быстрому износу щеток. Уменьшение влажности воздуха влияет на износ щеток в большей степени, чем снижение содержания кислорода. В нормальных атмосферных условиях на коллекторе генератора при его работе в результате окисления пластин коллектора и осадки частиц графита образуется тонкая пленка (0,05—0,06 $\mu\text{к}$). Пограничный слой пленки поглощает из воздуха пары воды и кислород, при этом между трущимися поверхностями образуется смазывающий слой. На больших высотах из-за недостатка влаги и кислорода пленка исчезает и коэффициент трения резко возрастает. Опыты показывают, что на высотах более 6 км полный износ обычных щеток наблюдается в течение 7 час, а на высотах более 10 км — 1—3 час. Повышенный износ щеток сопровождается усиленным искрообразованием.

Для увеличения срока службы авиационных щеток в них добавляются специальные вещества, которые в процессе работы сами создают смазывающий слой.

Для авиационных генераторов применяют высотные щетки марки МГС-6, МГС-7, МГС-8, МГС-9 и МГС-12. Химический состав материала щеток следующий: графита 58—45%, меди — 27—32%, свинца — 7—11%, олова — 8—12%. Щетки серии МГС работают удовлетворительно при температурах до 180°С и до высот около 20 км. Для работы в условиях более высоких температур разработаны новые щетки серии ВТ (ВТ-5, ВТ-7, ВТ-8П, ВТ-10П и др.). Отличительной особенностью их является то, что они имеют впрессованные по высоте щетки стержни, выполненные из дисульфатмолибдена (MoS_2). Кроме того, эти щетки не содержат металлических компонентов, что способствует улучшению коммутации. Щетки серии ВТ рассчитаны для работы при температуре до 300°С на высоте до 30 км.

В скоростных электрических машинах даже небольшой

эксцентриситет коллектора может вызвать при работе отход щетки от коллектора, что приведет к ухудшению коммутации и чрезмерному падению напряжения в контактном слое. Поэтому в авиационных генераторах во избежание отхода щеток от коллектора применяются большие удельные нажатия на них, достигающие до $750\text{--}900 \text{ г/см}^2$, тогда как у наземных генераторов они не превышают $200\text{--}400 \text{ г/см}^2$. Но сильное нажатие приводит к увеличению нагрева коллектора в результате трения и более быстрому износу щеток.

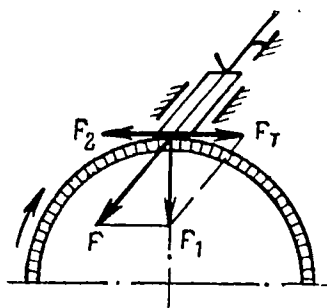


Рис. 3.4. Установка реактивных щеток

Установка щеток в генераторах с двусторонним вращением производится радиально, а с односторонним — наклонно. Наклон щетки обычно делают в сторону направления вращения коллектора (рис. 3.4).

Силу нажатия пружины F на щетку можно разложить на радиальную F_1 и тангенциальную F_2 составляющие. Сила трения F_t , возникающая между щеткой и коллектором, направлена в сторону вращения якоря, поэтому сила F_2 , действующая противоположно силе трения, уменьшает силу, выворачивающую щетку,

$$F_0 = F_2 - F_t.$$

В результате щетка плотно прилегает к коллектору и работает более устойчиво.

§ 3.4. ОХЛАЖДЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ

Мощность, которую можно получить от электрической машины при длительной ее работе, в основном определяется количеством тепловых потерь, отводимых от нее, т. е. степенью ее охлаждения.

Авиационный генератор постоянного тока работает при низком напряжении. Это приводит при относительно большой мощности генератора к нагрузке его током большой величины. Так как омические потери пропорциональны квадрату тока, то они достигают больших значений и вызывают сильный нагрев рабочих частей генератора. Особенно велики коллекторные потери. Так, например, в генераторе ГСР-1200 потери равны 4 кВт , из них в коллекторе — $2,4 \text{ кВт}$.

В настоящее время в связи с ростом мощности генераторов постоянного тока, а также с увеличением высоты и скорости полета летательных аппаратов весьма важное значение приобрело охлаждение генераторов. Решение этой зада-

чи вызывает ряд трудностей, связанных с соблюдением других требований, например таких, как простота конструкции, малый вес и т. п.

В авиационных генераторах применяются две системы охлаждения: самоохлаждение и принудительное охлаждение.

Самоохлаждение осуществляется воздухом, подаваемым вентилятором, насаженным на вал генератора. Существенным недостатком этой системы является то, что ее эффективность резко снижается с увеличением высоты и ско-

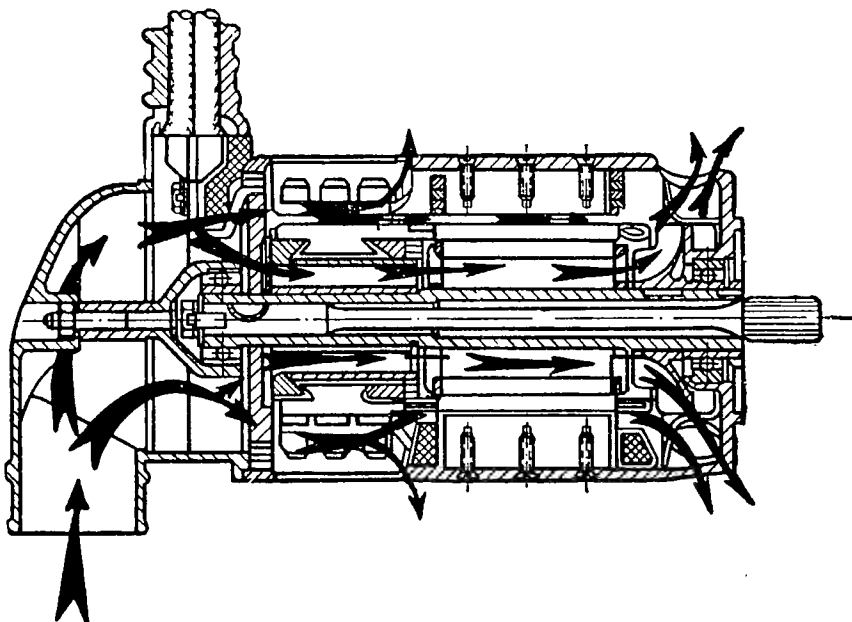


Рис. 3.5. Охлаждение авиационного генератора потоком воздуха

рости полета. Поэтому самоохлаждение применяется для генераторов мощностью до 1—1,5 квт.

В более мощных генераторах применяется принудительное охлаждение потоком встречного воздуха (рис. 3.5). Охлаждающий воздух, поступающий в генератор, омывает нагретые части коллектора, щеткодержателей, якоря и обмоток, отбирает у них выделяемое тепло и уносит его наружу. Воздух поступает в генератор через входной патрубок. Затем он разветвляется по трем направлениям. Основная его часть направляется через каналы внутри коллектора и железа якоря и выбрасывается через окна в корпусе со стороны привода. Другая часть воздуха проходит над коллектором, омывая его и щеткодержатели со щетками, и выходит через отверстия в корпусе над коллектором. Осталь-

ной воздух идет вдоль корпуса между якорем и полюсами и выходит наружу через окна в корпусе со стороны привода.

Расход воздуха, прогоняемого через генератор при температуре окружающей среды $+25^{\circ}\text{C}$ и давлении 760 мм рт. ст. , должен быть не менее $75\text{--}200\text{ дм}^3/\text{сек}$, в зависимости от мощности генератора.

Для охлаждения генератора при работе двигателя на земле имеется вентилятор, расположенный на валу генератора со стороны привода. При охлаждении с помощью вентилятора от генератора можно получить мощность не более 30% номинальной в течение 30 мин (не более).

Преимуществом системы принудительного охлаждения является ее высокая эффективность. Недостаток ее состоит в том, что в генератор могут попадать пыль, пары воды и масла, что уменьшает надежность его работы, а также то, что на земле и при взлете нельзя получить от генератора полной мощности из-за малого количества проходящего через него охлаждающего воздуха, который не может обеспечить охлаждение генератора.

С увеличением высоты полета интенсивность охлаждения уменьшается вследствие уменьшения плотности и, следовательно, весового количества воздуха, прогоняемого через генератор, а также вследствие уменьшения коэффициента теплоотдачи нагретых его частей. Уменьшение плотности воздуха вначале в известной мере компенсируется понижением температуры при сравнительно небольших скоростях. Однако это происходит до высоты 11 км (граница атмосферы), выше которой (до высоты 30 км) температура остается постоянной, равной -56°C .

Интенсивность охлаждения уменьшается также и с увеличением скорости полета, так как в этом случае повышается температура охлаждающего воздуха в результате торможения воздуха в вентиляционной системе генератора. Если воздух попадает в патрубок генератора со скоростью, равной скорости летательного аппарата V при температуре невозмущенного потока t по международному стандарту, и покидает его со скоростью V_1 , то, используя уравнение Бернулли

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} gRt_1 = \frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} gRt, \quad (3.1)$$

получим выражение для температуры воздуха с учетом адиабатического сжатия

$$t_1 = t + \frac{k-1}{2kR} (V^2 - V_1^2), \quad (3.2)$$

где V — скорость полета, м/сек .

Для воздуха показатель адиабаты $\kappa=1,4$; газовая постоянная $R=29,27 \text{ кГм/кг} \cdot \text{град}$; $g=9,81 \text{ м/сек}^2$.

При полном торможении воздушной струи ($V_1=0$) и указанных значениях коэффициентов получим выражение для температуры в критической точке, называемой температурой торможения

$$t_{\text{торм}} = t + 5 \left(\frac{V}{100} \right)^2 \text{ } ^\circ\text{C}. \quad (3.3)$$

Второе слагаемое выражения (3.3) является динамической добавкой к температуре невозмущенного потока воздуха. Динамическая добавка в реальных системах охлаждения при одной и той же скорости полета несколько меньше добавки, определяемой выражением (3.3). В связи с этим и температура воздуха, используемого для охлаждения электрических машин, отличается от температуры торможения и определяется выражением

$$t_{\text{охл}} = t + \alpha \left(\frac{V}{100} \right)^2 \text{ } ^\circ\text{C}. \quad (3.4)$$

Для авиационных электрических машин коэффициент $\alpha \approx 4,3$. Используя выражение (3.4), находят значения для температуры охлаждаемого воздуха при различных скоростях полета летательного аппарата по формулам:

$$t_{\text{охл}} = 15 - 6,5H + \alpha \left(\frac{V}{100} \right)^2 \text{ } ^\circ\text{C} \text{ при } H \leq 11 \text{ км}; \quad (3.5)$$

$$t_{\text{охл}} = -56 + \alpha \left(\frac{V}{100} \right)^2 \text{ } ^\circ\text{C} \text{ при } H > 11 \text{ км},$$

где $15 - 6,5H$ — температура невозмущенного потока воздуха в пределах атмосферы по международному стандарту.

Подсчеты показывают, что при числе $M=1$ температура охлаждающего воздуха повышается до 50°C , а при $M=2$ — до 200°C .

Из сказанного следует, что охлаждение генераторов с помощью поступающего в них воздуха при увеличении высоты и скорости полета становится все более невыгодным. В связи с этим был разработан ряд новых, более эффективных способов охлаждения авиационного генератора: жидкостный, путем испарения жидкости на активных частях генератора, масляный и др.

В настоящее время на сверхзвуковых летательных аппаратах с большой высотностью получают распространение генераторы постоянного тока с испарительным охлаждением. Существуют чисто испарительные и воздушно-испарительные системы охлаждения.

В чисто испарительной системе жидкие охладители с помощью специальных устройств подаются к внутренним поверхностям активных элементов генератора, на которых происходит образование тонких пленок жидкости и ее испарение. Могут применяться открытые и закрытые системы. В последних предусматривается конденсация испарившейся жидкости.

Генератор с воздушно-испарительным охлаждением в конструктивном отношении мало отличается от генератора с обычным воздушным охлаждением. Воздушный поток здесь используется для транспортировки жидкости в генератор в дисперсном состоянии. В зоне активных частей жидкость распыляется и на их поверхностях образуется тонкая пленка, из которой происходит испарение жидкости. В зависимости от скорости вращения генератора распределение жидкости между якорем и поверхностью коллектора осуществляется с помощью конусного распылителя.

Наиболее совершенными являются универсальные системы охлаждения, в которых в зависимости от скорости и высоты полета происходит автоматическое переключение с воздушной на воздушно-испарительную или чисто испарительную систему охлаждения. Переход с одной системы охлаждения на другую обеспечивает наибольшую эффективность использования генератора при различных условиях полета летательного аппарата.

§ 3.5. ПРИВОД ГЕНЕРАТОРОВ

Для приведения во вращение авиационных генераторов используются привод от винта, автономный привод от специальной силовой установки, привод от авиационного двигателя.

Привод от винта. Этот вид привода был широко распространен в начальный период развития авиации, когда скорость полета самолетов и мощность устанавливаемых на них генераторов были невелики. На вал генератора насаживается винт, приводимый во вращение встречным потоком воздуха при полете летательного аппарата. Винты применяют с постоянным и переменным шагом. При переменном шаге винта его скорость вращения не зависит от скорости полета летательного аппарата.

Основным недостатком привода от винта является повышение лобового сопротивления, особенно при больших скоростях, что снижает аэродинамические качества летательного аппарата, а также невозможность проверки готовности генератора к работе в наземных условиях. Поэтому на современных скоростных летательных аппаратах этот вид привода не применяется. Он сохранился только на некоторых учебных

самолетах и планерах, скорость полета которых относительно невелика.

Автономный привод. В ряде случаев для вращения генератора используются поршневой бензиновый двигатель, газовая турбина или воздушная турбина. Более экономичными и более легкими являются газовые и воздушные турбины, но они пока не получили широкого применения.

Преимущества автономного привода состоят в том, что генератор может быть использован для питания бортовой сети не только в полете, но и на земле; двигатель и генератор могут быть установлены в таком месте, где их можно обслуживать во время полета летательного аппарата и сравнительно просто регулировать скорость вращения генератора, а следовательно, поддерживать постоянство напряжения на его зажимах, а также получать постоянные частоты в генераторах переменного тока.

Вместе с тем автономный привод имеет и существенные недостатки, основными из которых являются: меньшая надежность вспомогательного двигателя по сравнению с основным двигателем летательного аппарата, большие веса и габариты и низкий к. п. д., малая высотность поршневых двигателей. Кроме того, для размещения агрегата необходимо специальное место, которое на средних и легких самолетах вообще невозможно предусмотреть. Из-за указанных недостатков автономный привод применяется лишь в качестве аварийного на тяжелых самолетах, а так же как источник питания, предназначенный специально для запуска авиадвигателей.

Привод от авиационного двигателя. Этот вид привода получил наибольшее распространение и применяется на всех современных летательных аппаратах. Он является наиболее выгодным с точки зрения надежности и обеспечения минимального веса системы электроснабжения летательного аппарата.

Как указывалось, диапазон рабочих скоростей современных авиационных генераторов составляет 4000—9000 об/мин. Скорость же вращения коленчатого вала поршневых двигателей не превышает 3000 об/мин, а максимальная скорость вращения вала турбокомпрессора реактивных двигателей больше верхнего предела скорости вращения генератора. Поэтому сочленение вала генератора с валом поршневого двигателя осуществляется через повышающий редуктор с передаточным отношением 1,4—3, а с валом реактивного двигателя — через понижающий редуктор с передаточным отношением 0,65—0,8, в зависимости от типа генератора и двигателя.

Привод генератора от авиационного двигателя имеет свои особенности. Заключаются они в том, что скорость вращения авиадвигателя изменяется при изменении режима его работы. Поршневые же двигатели, кроме того, обладают

неравномерностью хода вследствие переменных моментов, сообщаемых валу двигателя отдельными цилиндрами, поэтому скорость вращения коленчатого вала не остается постоянной в течение одного оборота, а изменяется в пределах от $\omega_{\max}$ до $\omega_{\min}$.

При изменении скорости вращения двигателя и неравномерности хода поршневого двигателя момент на валу генератора определяется не только моментом статической нагрузки генератора, т. е. отдаваемой им мощностью, но также и динамическим моментом, вызываемым наличием маховых масс. Величина динамического момента зависит от

момента инерции якоря генератора и изменения скорости вращения и при определенных условиях может намного превосходить момент статической нагрузки. При значительных динамических нагрузках может произойти поломка вала генератора. Для смягчения толчков при изменениях скорости вращения двигателя

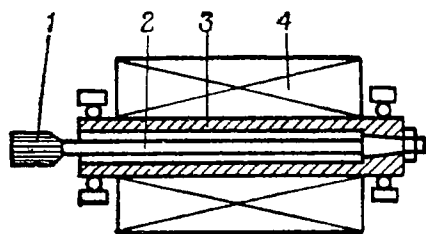


Рис. 3.6. Крепление гибкого вала:

1 — шлицы; 2 — гибкий вал; 3 — пустотелый вал; 4 — якорь генератора

сцепление вала генератора с приводом делается не жестким, а эластичным с помощью так называемого гибкого вала.

Гибкий вал представляет собой пружинный цилиндрический стержень, работающий на кручение. Одним концом он крепится в пустотелом валу якоря генератора, а другим — с помощью шлиц соединяется с выходным валом редуктора двигателя (рис. 3.6). При быстром изменении скорости вращения авиадвигателя якорь генератора вследствие инерции не успевает следовать за этими изменениями. Гибкий вал при этом закручивается на определенный угол, предохраняя вал генератора от поломки. Кроме того, гибкий вал предохраняет редуктор авиадвигателя от поломок в случае заклинивания подшипников генератора. Для этого вал изготавливается значительно механически слабее, чем детали редуктора.

Генератор устанавливается непосредственно на самом авиадвигателе в горизонтальном или слегка наклонном положении и крепится к нему с помощью полуколец, охватывающих фланцы генератора и редуктора.

§ 3.6. СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРЫ

В последнее время для запуска газотурбинных двигателей начали широко применяться стартер-генераторы. Во время запуска авиадвигателя стартер-генератор работает в

качестве стартера, а когда двигатель запущен, он используется как генератор.

Применение стартер-генераторов дает значительную экономию в всех пусковых устройствах, так как в одной машине сочетается двигатель и генератор.

В конструктивном отношении стартер-генератор ГСР-СТ отличается от обычного генератора только тем, что на основных полюсах кроме параллельной он имеет также и последовательную обмотку возбуждения, используемую при работе в двигательном режиме.

При запуске газотурбинного двигателя стартер-генератор работает вначале со смешанным возбуждением, а в конце запуска — с последовательным возбуждением. Такой порядок включения обусловлен, во-первых, необходимостью создать большой пусковой момент в первый период запуска, что легче обеспечить при смешанном возбуждении, и, во-вторых, получить во втором периоде запуска более быстрое нарастание скорости вращения, отключив параллельную обмотку возбуждения и уменьшив тем самым поток возбуждения двигателя.

Стартер-генератор типа СТГ имеет только параллельную обмотку возбуждения, и нарастание скорости вращения во втором периоде запуска достигается применением специальных угольных регуляторов тока, снижающих поток возбуждения машины.

Рассмотрим соотношение мощностей стартер-генератора в двигательном и генераторном режимах.

Максимальная мощность, которую должен развивать стартер-генератор в стартерном режиме, соответствует максимальной скорости вращения компрессора, когда турбина еще не вступила в работу. Обозначим эту скорость через n_1 . Тогда

$$P_{n_1} = 1,027 n_1 (M_{\kappa_{\max}} + M_{\text{дин}}), \quad (3.6)$$

где $M_{\kappa_{\max}}$ — максимальный момент статического сопротивления компрессора при скорости n_1 ;

$M_{\text{дин}}$ — динамический момент, требуемый для создания необходимого ускорения компрессору после начала работы турбины в целях сокращения времени выхода двигателя на малый газ.

Электромагнитная мощность в двигательном режиме при этом равна

$$P_{\text{эл}, n_1} = P_{n_1} + \Delta P_{n_1}, \quad (3.7)$$

где ΔP_{n_1} — мощность магнитных и механических потерь.

В генераторном режиме при тех же значениях тока и потока якоря и при напряжении на зажимах, равном номинальному, электромагнитная мощность будет

$$P_{\text{эм} \min} = \frac{n_{\min}}{n_1} P_{\text{эм}}, \quad (3.8)$$

где $n_{\min}$ — скорость вращения, соответствующая нижнему пределу, при которой генератор поддерживает номинальное напряжение.

Мощность, отдаваемая в генераторном режиме при скорости вращения $n_{\min}$, равна

$$P_{n_{\min}} = P_{\text{эм} \min} - \Delta P_{n_{\min}}, \quad (3.9)$$

где $\Delta P_{n_{\min}}$ — мощность тепловых потерь в цепи якоря.

Подставляя в выражение (3.9) значение $P_{\text{эм} \min}$ и используя уравнения (3.7) и (3.8), получим

$$P_{n_{\min}} = \frac{n_{\min}}{n_1} P_{n_1} + \frac{n_{\min}}{n_1} \Delta P_{n_1} - \Delta P_{n_{\min}}. \quad (3.10)$$

Пренебрегая разностью двух последних членов уравнения (3.10) и заменяя P_{n_1} его значением из уравнения (3.6), имеем

$$P_{n_{\min}} = 1,027 n_{\min} (M_{\text{кmax}} + M_{\text{дин}}). \quad (3.11)$$

Учитывая, что в стартерном режиме из-за его кратковременности может быть допущено большее значение тока якоря, чем номинальное его значение в генераторном режиме, имеем

$$P_{\text{ном}} = \frac{1,027 n_{\min} (M_{\text{кmax}} + M_{\text{дин}})}{k_n}, \quad (3.12)$$

где k_n — коэффициент перегрузки, равный отношению допустимого значения тока в якоре в стартерном режиме к номинальному току генераторного режима.

Коэффициент перегрузки k_n обычно не превышает 1,5, а нижний предел скорости вращения $n_{\min}$ в 5—6 раз больше скорости n_1 , поэтому номинальная мощность стартер-генератора в генераторном режиме $P_{\text{ном}}$ должна быть в 3—4 раза больше максимальной мощности, требуемой в стартерном режиме. Отсюда следует, что применение стартер-генератора с точки зрения использования его мощности в генераторном режиме целесообразно лишь в том случае, если для питания потребителей электроэнергии на летательном аппарате необходим мощный генератор.

Широкое применение стартер-генераторов на современных летательных аппаратах связано с ростом использования

на них электрической мощности. Номинальная мощность стартер-генератора относится к генераторному режиму. При этом в стартерном режиме стартер-генератор развивает мощность, значительно меньшую номинальной, и, следовательно, работает с низким к. п. д. Чтобы улучшить использование стартер-генератора в стартерном режиме, применяют редуктор с автоматически изменяющимся передаточным отношением при переходе от стартерного режима к генераторному. При запуске авиадвигателя передаточное отношение редуктора больше единицы, а при работе стартер-генератора в генераторном режиме — меньше единицы. Повышение скорости вращения стартер-генератора в двигательном режиме увеличивает развиваемую им мощность и улучшает его использование в этом режиме.

§ 3.7. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГЕНЕРАТОРОВ

Так как авиационные генераторы работают при переменной скорости вращения, то в отличие от электрических машин, используемых в наземных установках и работающих при постоянной скорости вращения, их характеристики представляют семейство кривых, относящихся ко всему диапазону скорости вращения. На практике используют характеристики не всего диапазона скоростей, а только две или три из них, относящиеся к двум крайним режимам или к двум крайним и к среднему режиму.

Рассмотрим две основные характеристики, представляющие наибольший интерес для оценки эксплуатационных свойств авиационных генераторов.

Внешние характеристики возбуждения

Внешней характеристикой возбуждения называется зависимость напряжения на зажимах генераторов U от тока возбуждения $I_{\text{в}}$ при постоянной скорости вращения $n = \text{const}$ и постоянной величине сопротивления нагрузки $R_{\text{н}} = \text{const}$. По этой характеристике производят анализ процессов возбуждения генератора при различных нагрузках.

Известно, что э. д. с., наводимая в якоре генератора, определяется выражением

$$E = \frac{p}{a} \cdot \frac{n}{60} N \Phi 10^{-8} \text{ в}, \quad (3.13)$$

где p — число пар основных полюсов;

a — число пар параллельных ветвей;

n — скорость вращения, об/мин;

N — число активных проводников обмотки якоря;

Φ — результирующий магнитный поток в зазоре машины, Мкс .

Для данной машины величина $\frac{p}{a} \cdot \frac{N}{60} 10^{-3} = c$ имеет постоянное значение, тогда

$$E = cn\Phi. \quad (3.14)$$

Из выражения (3.14) видно, что при переменной скорости вращения n и постоянном значении магнитного потока Φ э. д. с. E будет изменяться. Напряжение на зажимах генератора отличается от его э. д. с. на величину падения напряжения во внутренней цепи генератора

$$U = E - IR. \quad (3.15)$$

Следовательно, напряжение генератора не будет оставаться постоянным не только при изменении скорости вращения, но и при изменении тока нагрузки.

При этих условиях крайними режимами работы генератора будут:

- режим холостого хода при максимальной скорости вращения ($n_{\max}, I_n = 0$), когда напряжение на зажимах генератора будет максимальным;
- режим максимальной нагрузки при минимальной скорости вращения ($n_{\min}, I_n = I_{\max}$), когда напряжение на зажимах генератора будет минимальным.

На рис. 3.7 приведены внешние характеристики возбуждения для этих двух крайних режимов. Характеристики начинаются от нуля. Фактически же благодаря наличию остаточного магнетизма при $i_b = 0$ уже имеется некоторое напряжение, но оно настолько мало, что им можно пренебречь. Если на рис. 3.7 провести горизонталь через ординату, соответствующую номинальному напряжению U_n , то точки пересечения ее 1 и 2 с характеристиками дают значения токов возбуждения $i_{b\min}$ и $i_{b\max}$, необходимые для поддержания номинального напряжения в указанных крайних режимах работы генератора.

Таким образом, по внешним характеристикам возбуждения можно определить тот диапазон изменения тока

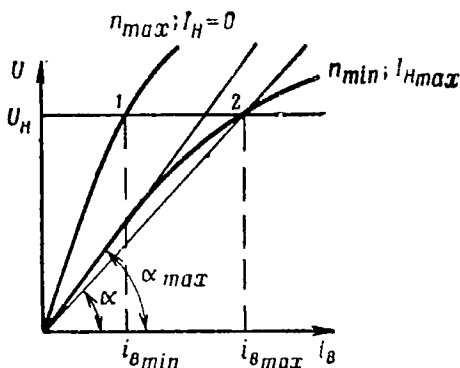


Рис. 3.7. Внешние характеристики возбуждения

возбуждения, который должен обеспечить регулятор напряжения.

Отношение

$$\frac{i_{\text{вmax}}}{i_{\text{вmin}}} = k_i \quad (3.16)$$

называется степенью регулирования тока возбуждения. Для современных авиационных генераторов $k_i = 8 \div 10$.

Большая степень регулирования тока возбуждения, а следовательно, и магнитного потока свидетельствует о том, что степень насыщения генераторов, работающих с регуляторами напряжения, колеблется в довольно широких пределах.

В связи с ограничением габаритов авиационных генераторов они имеют небольшое пространство для размещения обмоток возбуждения, поэтому даже при минимальной скорости вращения генераторы работают при слабом магнитном насыщении, а при максимальной скорости и холостом ходе магнитная система совершенно не насыщена. Кроме того, необходимо учитывать, что для насыщенного генератора трудно, а иногда и невозможно выполнить регулятор напряжения, так как диапазон изменения тока возбуждения при этом значительно увеличивается.

По внешней характеристике возбуждения можно определить сопротивление цепи возбуждения при данном напряжении генератора. Тангенс угла α наклона прямой, проведенной через начало координат и точку пересечения характеристики с линией напряжения, в некотором масштабе изображает сопротивление цепи возбуждения. Если к характеристике из начала координат провести касательную, то тангенс угла наклона ее α_{max} будет характеризовать критическое сопротивление цепи возбуждения.

Внешние характеристики

Внешние характеристики представляют зависимость напряжения на зажимах генератора U от тока нагрузки I при постоянных скорости вращения $n = \text{const}$ и сопротивлении цепи возбуждения $R_{\text{в}} = \text{const}$. Они используются для оценки перегрузочной способности генератора и поведения его при параллельной работе.

На рис. 3.8 приведены внешние характеристики генератора для трех скоростей вращения. Снижение напряжения генератора при увеличении тока в якоре объясняется несколькими факторами: падением напряжения в обмотке якоря и щеточном контакте, реакцией якоря, уменьшением тока возбуждения из-за снижения напряжения на зажимах генера-

тора, а следовательно, и на зажимах обмотки возбуждения.

Вследствие того что авиационные генераторы выполняют шунтовыми с самовозбуждением, наклон их внешних характеристик весьма большой.

Для каждой скорости вращения генератора существуют две характерные величины тока: предельный ток $I_{пр}$ (максимальный ток при номинальном напряжении генератора) и критический ток $I_{кр}$ (максимальное значение тока генератора, который может быть от него получен при данной скорости вращения). Значения предельного и критического токов генератора характеризуют его перегрузочную способность. Как видно из характеристик, перегрузочная способность генератора возрастает с увеличением скорости вращения.

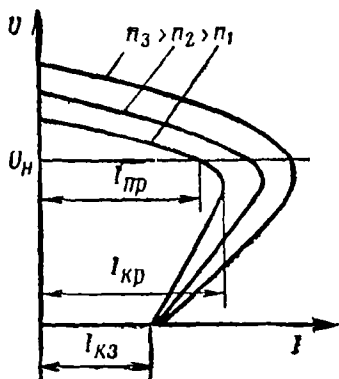


Рис. 3.8. Внешние характеристики генератора

У современных авиационных генераторов постоянного тока предельный и критический ток при минимальной скорости вращения имеет значения: $I_{пр} \approx 1,7 I_{ном}$, $I_{кр} \approx 1,8 I_{ном}$. При максимальной скорости вращения $I_{пр} \approx 2,7 I_{ном}$, а $I_{кр} \approx 2,8 I_{ном}$.

На перегрузочную способность генератора оказывают влияние сопротивление обмотки возбуждения, характер коммутации и температура обмоток генератора. С увеличением скорости

вращения при том же значении тока генератора условия коммутации ухудшаются и искрообразование под щетками увеличивается. Это приводит к увеличению переходного сопротивления в щеточном контакте и заметному снижению критического тока. В том же направлении действует увеличение сопротивления обмоток из-за роста их температуры.

У компенсированных генераторов, как указывалось выше, перегрузочная способность приблизительно на 25% больше, чем у некомпенсированных.

При наличии в генераторе дополнительных полюсов в витках обмотки якоря, находящихся в зоне коммутации, возникают продольные поля от токов, протекающих в этих витках. В некоторых генераторах при определенных повышенных скоростях вращения эти поля могут вызывать компаундирующее действие, приводящее к тому, что если напряжение на зажимах генератора при холостом ходе было равно номинальному, то при увеличении нагрузки от нуля до некоторой

определенной величины будет происходить не снижение, а, наоборот, повышение напряжения, и только после перехода за эту нагрузку наступает непрерывное уменьшение напряжения.

Установившийся ток короткого замыкания генераторов относительно невелик и не превышает полуторакратного значения номинального тока при максимальной скорости вращения. Ударный же ток короткого замыкания может быть в несколько раз больше номинального.

Авиационные генераторы, как правило, работают с автоматическими регуляторами напряжения. Внешние характеристики генератора при наличии регулятора напряжения приведены на рис. 3.9. Регулятор напряжения, начиная с холостого хода и до предельной нагрузки $I_{пр}$, поддерживает напряжение генератора практически неизменным. С уменьшением сопротивления нагрузки до величины, при которой ток якоря превысит значение предельного тока, регулятор перестанет поддерживать постоянство напряжения и генератор начнет работать на естественной части характеристики. Работа его будет устойчивой до точки А и неустойчивой от точки А до точки В.

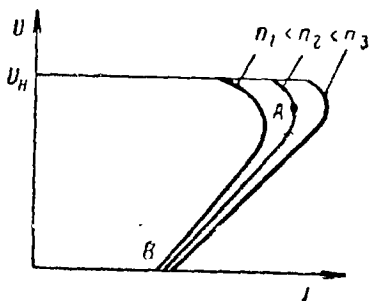


Рис. 3.9. Внешние характеристики генератора при наличии регулятора напряжения

§ 3.8. ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ГЕНЕРАТОРОВ

Авиационные генераторы работают в весьма тяжелых условиях и поэтому нуждаются в систематическом уходе и наблюдении. Соблюдение правил технической эксплуатации генераторов обеспечивает их надежную работу в течение всего гарантийного ресурса и дает возможность продлевать ресурс. Надежность работы генератора зависит также от исправности вспомогательной аппаратуры. Неисправности в аппаратуре могут вывести генератор из строя.

Ниже дается перечень основных работ, производимых при эксплуатации генераторов.

Перед установкой генератора на авиадвигатель выполняется следующее:

1. Генератор расконсервируется, осматривается и проверяется, нет ли коррозии и повреждений на наружных его деталях. При наличии коррозии она удаляется. В случае

обнаружения коррозии на подшипниках генератор отправляют в ремонтные мастерские.

2. Проверяется мегомметром сопротивление изоляции токоведущих частей относительно корпуса. Если сопротивление окажется меньше 2 *Мом*, генератор просушивается при температуре не более 60°С до восстановления сопротивления изоляции.

3. Проверяется плавность вращения якоря с помощью ключа, надеваемого на шлицы выступающего конца вала.

4. Проверяется состояние щеток и легкость их хода в щеткодержателях.

5. Присоединяются выводные клеммы генератора к сети летательного аппарата.

Через каждые 50 *час* работы генератора проверяется:

- состояние щеткодержателей, токоотводящих щеточных проводников, щеток и коллектора;

- затяжка клеммных гаек и болтов;

- целостность проволоочной контровки винтов и болтов, а также пружинных шайб;

- внешнее состояние и крепление генератора;

- прочность крепления шланга воздухопровода к патрубку обдува и патрубка к щиту генератора.

После каждых 100 *час* эксплуатации генератор снимается с авиадвигателя. При этом кроме перечисленных выше выполняются следующие работы:

- проверяется, нет ли посторонней жидкости (масла, керосина) внутри генератора;

- измеряется высота щеток; если их высота уменьшилась больше допустимого предела, щетки заменяют;

- проверяется рукой легкость вращения якоря при вынутых щетках из гнезд щеткодержателей;

- измеряется сопротивление изоляции;

- измеряется давление щеточных пружин.

После отработки гарантийного ресурса генератор подвергается тщательному осмотру и проверке в объеме 100-часовых регламентных работ. Кроме того, проверяется состояние внешних деталей, шарикоподшипников, резинового уплотнения и запорной пружинной шайбы, а затем производится замена смазки шарикоподшипников.

В процессе эксплуатации генераторов наиболее тщательного ухода требуют коллектор и щеточный узел. Как отмечалось, в высотных условиях увеличивается износ щеток, поэтому недостаточный контроль за их состоянием может привести к нарушению нормальной работы генератора и даже к выходу его из строя. Сравнительно большому износу, особенно при высотных полетах, подвержен и коллектор вследствие больших скоростей вращения генератора и большого щеточного нажатия.

При осмотре щеток обращается внимание на то, чтобы они свободно перемещались в обоймах щеткодержателей. В случае заедания щеток находят место заедания и зачищают его мелкой стеклянной бумагой. При обнаружении на щетке трещин или сколов она заменяется. Проверяют поверхность прилегания щеток к коллектору, которая должна быть гладкой, блестящей и без царапин.

Новые заменяемые щетки притирают и затем шлифуют к коллектору. При этом щетки, не подлежащие замене, вынимаются из своих гнезд.

Притирка щеток производится следующим образом. Полоска стеклянной бумаги № 180 или 220, ширина которой равна длине коллектора, наворачивается на коллектор в 1—2 слоя так, чтобы сторона бумаги, покрытая стеклянным порошком, была обращена к щеткам. Притираемые щетки устанавливаются в обоймы щеткодержателей, опускаются пружины, и якорь вращается рукой за выступающий конец вала до тех пор, пока щетки не станут полностью прилегать к коллектору по радиусу. В процессе притирки высота щеток не должна уменьшаться более чем на 0,5—0,6 мм, так как при уменьшении высоты щеток сокращается срок их службы.

После притирки щеток генератор тщательно продувается чистым сжатым воздухом. Щетки при этом вынимаются из щеткодержателей.

Шлифовка щеток к коллектору производится в процессе работы генератора под нагрузкой 50—60% номинальной или на холостом ходу. После 1—2 час работы рабочая поверхность щетки становится гладкой и блестящей, что обеспечивает практически безыскровую работу щеточно-коллекторного узла.

При появлении на пластинах коллектора черного жирного налета коллектор очищается чистой хлопчатобумажной тканью, слегка смоченной бензином. Загрязнения, не смывающиеся тканью, удаляются мелкой стеклянной бумагой № 180 или 220. Употребление наждачной бумаги запрещается. При зачистке якоря генератора вращают, прижимая к поверхности коллектора полоску стеклянной бумаги, натянутую на заостренную планку. Бумага вместе с планкой передвигается вперед и назад по всей длине коллектора. Щетки при этом вынимают из гнезд щеткодержателей. После чистки коллектора внутренняя полость генератора тщательно продувается чистым сжатым воздухом, затем щетки вставляются в гнезда щеткодержателей.

Перечень возможных неисправностей генераторов и способов их устранения дается обычно в описаниях генераторов или в инструкциях по их эксплуатации.

§ 3.9. ПРИМЕНЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Широкое использование электрической энергии на современных летательных аппаратах привело к усложнению систем их электроснабжения. Это связано прежде всего с разнородностью потребителей электрической энергии.

Все потребители электроэнергии на летательных аппаратах можно разделить на четыре группы:

1) потребители, которые безразличны к роду тока (противообледенительные и нагревательные устройства, светотехнические средства и т. д.);

2) потребители, требующие для своего питания переменный ток, но допускающие отклонение частоты в определенных пределах (радиолокационные установки и др.);

3) потребители, требующие для своего питания переменный ток постоянной частоты (гироскопические приборы, следящие системы и т. д.);

4) потребители постоянного тока (приборы управления и др.).

Первые три группы потребителей по использованию электрической мощности являются основными. Если перевести на переменный ток и приводные устройства, большая часть которых в настоящее время работает на постоянном токе, то система переменного тока может удовлетворять около 95% потребителей мощности и только 5% мощности необходимо преобразовывать в постоянный ток.

Таким образом, учитывая известные преимущества переменного тока, изложенные выше, представляется возможным перевести основные потребители на питание переменным током. С точки зрения упрощения системы электроснабжения, унификации электрических установок и получения возможности параллельной работы генераторов переменного тока наиболее целесообразной является система переменного тока постоянной частоты. Однако к настоящему времени проблема создания такой системы для использования ее в широкой эксплуатационной практике полностью не решена.

Сравнительно недавно для питания всех потребителей переменного тока использовались вращающиеся преобразователи постоянного тока в переменный. В настоящее время такие преобразователи в большинстве случаев, особенно на тяжелых самолетах и вертолетах, обслуживают только те потребители, которые требуют постоянства частоты. Питание же ряда мощных потребителей, безразличных к роду тока, и потребителей, требующих для своего питания переменный ток, но допускающих изменение частоты, осуществляется от генераторов переменного тока нестабильной частоты.

Применение синхронных генераторов нестабильной частоты дало возможность путем перевода ряда потребителей на

питание от них уменьшить устанавливаемую мощность генераторов постоянного тока, а следовательно, облегчить условия коммутации на высоте и улучшить их охлаждение. Кроме того, уменьшилась мощность и количество преобразователей постоянного тока в переменный, имеющих низкий к. п. д. и большой относительный вес.

§ 3.10. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА И ИХ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ

Отечественной промышленностью выпускаются синхронные генераторы переменного тока нескольких типов и различной мощности от 7,5 до 120 *квa* с линейным напряжением 115, 120 и 208 *в*. Нижний предел частот, соответствующий минимальной скорости вращения, когда генератор способен развивать номинальную мощность, равен 390—400 *гц*, коэффициент мощности $\cos \varphi = 0,75 \div 0,9$.

В соответствии с тактико-техническими требованиями генераторы допускают полуторакратную перегрузку в течение 2 *мин* и двукратную в течение 5 *сек*, обеспечивают нормальную работу на высоте до 20 *км* при изменении окружающей температуры от +60 до —60°С и при относительной влажности 98%.

Охлаждение генератора осуществляется с помощью продува встречным потоком воздуха. Приводом генератора служит основной авиационный двигатель. Сочленение вала генератора с валом авиадвигателя производится с помощью гибкого вала такой же конструкции, как и у генератора постоянного тока.

В таблице 3.2 приведены основные данные некоторых авиационных синхронных генераторов переменного тока.

Генераторы, предназначенные для питания однофазных потребителей, имеют трехфазную обмотку и могут быть использованы для питания трехфазных потребителей.

Возбуждение генераторов электромагнитное. В зависимости от места расположения обмотки возбуждения генераторы бывают нормальной и обращенной конструкции. Под нормальной конструкцией генератора понимают такую, когда обмотка возбуждения размещается на роторе, а якорная обмотка — на стартере генератора. В генераторах *о б р а щ е н н о й* конструкции обмотка возбуждения расположена на статоре, а якорная обмотка — на роторе.

Генераторы СГС-30, СГС-90Т и ГТ-120ПЧ8 имеют нормальную конструкцию, а остальные генераторы, указанные в табл. 3.2, — обращенную конструкцию.

При больших окружных скоростях ротора возникают трудности в креплении на нем полюсов обмотки возбуждения. В этом отношении целесообразно применять обращен-

Основные данные некоторых авиационных синхронных генераторов переменного тока

Тип генератора	Номинальная мощность, <i>кВт</i>	Номинальное напряжение (линейное), <i>в</i>	Номинальный ток, <i>а</i>	Характер нагрузки	Диапазон скорости вращения, <i>об/мин</i>	Число полюсов	Вес, <i>кг</i>	Удельная мощность, <i>ва/кг</i>
СГС-7,5Б . . .	7,5	120	36	Трех- фазный	4000—9000	12	16	470
СГС-7,5В . . .	4,3	208	20,7	Одно- фазный	4000—9000	12	16,5	270
СГО-8	8	115	69,5	То же	4000—4200	12	31	260
СГО-12	12	120	100	"	3800—9100	12	33	370
СГО-30	30	208	144	"	7800—8400	6	39	770
СГС-30	30	208	83,5	Трех- фазный	6000±5%	8	35	810
СГС-30У	30	120	14,4	То же	8000±2%	6	39	770
СГС-90	90	360	145	"	7500—9000	6	62	1450
СГС-90Т	90	208	250	"	8000±2%	6	62	1450
ГТ-120ПЧ8 . . .	120	208	330	"	8000±2%	6	81	1480

ный генератор, однако в нем необходимо снимать переменный ток с контактных колец, что значительно увеличивает конструктивную длину машины и вызывает дополнительное падение напряжения в якорной цепи за счет переходного сопротивления в скользящем контакте. Падение напряжения в скользящем контакте может быть неодинаковым. Это приводит к увеличению «перекоса напряжения» по фазам и уменьшению точности регулирования напряжения. Через скользящий контакт проходит рабочий ток генератора, что снижает надежность работы машины.

Величина диапазона изменения скорости вращения генераторов переменного тока, приведенных в табл. 3.2, зависит от типа авиадвигателя, на котором они устанавливаются. Генераторы с малым диапазоном скорости вращения устанавливаются на тех двигателях, скорость вращения которых в процессе их работы изменяется в небольших пределах, как например, в турбовинтовых двигателях. Генераторы, допускающие незначительные отклонения скорости вращения от номинальной, могут быть использованы для системы переменного тока стабильной частоты.

§ 3.11. ВОЗБУЖДЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ

Авиационные синхронные генераторы переменного тока по способу возбуждения могут быть разделены на две группы: генераторы с независимым возбуждением и генераторы с самовозбуждением.

В генераторах с независимым возбуждением в качестве источника постоянного тока используется бортовая сеть или возбудитель, расположенный на валу генератора со стороны, противоположной приводу.

Отечественные генераторы малой и средней мощности возбуждаются от сети, а генераторы большой мощности имеют возбудитель.

Преимуществом системы возбуждения от возбудителя является ее автономность, т. е. независимость от постороннего источника тока. Вместе с тем она имеет и свои недостатки, состоящие в том, что вес и размеры машины при этом возрастают, снижается надежность установки, так как большинство аварий с генератором происходит из-за повреждения возбудителя. Кроме того, сохраняется коллекторный скользящий контакт со всеми присущими ему недостатками при высотных и скоростных полетах.

В системах, где для возбуждения используется бортовая сеть, регулирование напряжения генератора приходится осуществлять изменением сопротивления в цепи возбуждения генератора. При этом мощность регулирования получается относительно большой, что приводит к значительному увеличению веса регулятора напряжения по сравнению с регулятором возбудителя.

В генераторах с самовозбуждением обмотка возбуждения питается постоянным током от собственной сети переменного тока через выпрямитель.

При наличии регулятора напряжения сопротивление цепи возбуждения состоит из сопротивления обмотки возбуждения r_b , сопротивления регулятора r_p и сопротивления выпрямителя $r_{вып}$

$$R_b = r_b + r_p + r_{вып} \quad (3.17)$$

В процессе самовозбуждения генератора, когда его напряжение еще не достигает величины, при которой регулятор вступает в работу, $r_b + r_p = \text{const}$, а сопротивление выпрямителя изменяется с изменением приложенного напряжения и протекающего через него тока. В начале процесса самовозбуждения при малых напряжениях (токах) $r_{вып}$ велико; по мере роста напряжения генератора оно уменьшается. В связи с этим в начальный момент самовозбуждения генератора сопротивление цепи возбуждения может оказаться больше критического и самовозбуждения не произойдет.

Для того чтобы обеспечить самовозбуждение, необходимо применять специальные меры, такие, например, как введение дополнительного напряжения в цепь возбуждения или снижение сопротивления выпрямителя в начальный момент самовозбуждения путем отключения части последовательно включенных элементов.

Из-за указанного недостатка синхронные генераторы с самовозбуждением пока не получили широкого применения в авиации.

§ 3.12. ХАРАКТЕРИСТИКИ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Авиационные генераторы переменного тока работают при переменной скорости вращения, поэтому для каждой скорости вращения можно построить соответствующую ей характеристику. Обычно характеристики приводятся для максимальной, средней и минимальной скоростей вращения, а иногда только для двух скоростей: максимальной и минимальной.

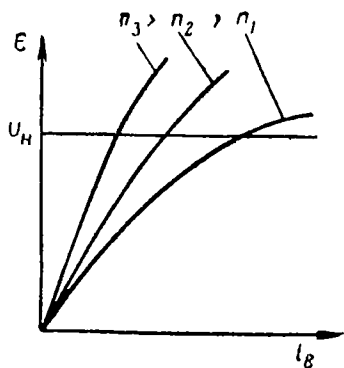


Рис. 3.10. Характеристики холостого хода синхронного генератора

Характеристика холостого хода

Характеристика холостого хода представляет собой зависимость э. д. с. генератора E от тока возбуждения i_B при отсутствии нагрузки $R_H = \infty$ и постоянной скорости вращения.

Э. д. с. генератора переменного тока находится по формуле

$$E = k n \Phi_B, \quad (3.18)$$

где $k = \frac{pW}{15} k_o k_\phi 10^{-8}$,

здесь p — число пар полюсов;
 W — число витков в фазе;
 k_o — коэффициент обмотки;
 k_ϕ — коэффициент формы кривой поля.

На рис. 3.10 приведены характеристики холостого хода для трех скоростей вращения.

При повышенной скорости вращения и при постоянном напряжении, равном номинальному значению, генератор работает при малом магнитном насыщении. При минимальной скорости вращения он работает обычно на «колоне» кривой намагничивания, что соответствует среднему уровню насыщения. Ограничение насыщения вызвано малыми габаритами генератора, что приводит к ограничению места для размещения обмотки возбуждения.

Внешняя характеристика

Внешняя характеристика показывает зависимость напряжения на зажимах генератора U от тока якоря I при постоянных значениях тока возбуждения i_v , скорости вращения и коэффициента мощности $\cos \varphi$.

Внешние характеристики генератора с независимым возбуждением приведены на рис. 3.11. Снижение напряжения на зажимах генератора обусловлено падением напряжения в якорной обмотке и влиянием реакции якоря. Крутизна спада кривой напряжения синхронного генератора значительно больше, чем у генератора постоянного тока с параллельным возбуждением. Это объясняется дополнительным влиянием реактивного сопротивления обмотки якоря и продольной составляющей реакции якоря при индуктивной нагрузке, когда данная составляющая оказывает размагничивающее действие на основное поле возбуждения. По этой причине в синхронном генераторе повышение напряжения при сбросе нагрузки ($\cos \varphi = 0,8$) доходит до 50%, в то время как в генераторе постоянного тока оно не превышает 15%.

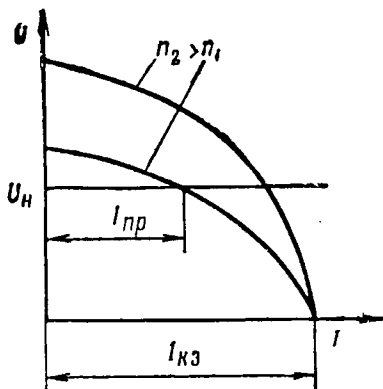


Рис. 3.11. Внешние характеристики синхронного генератора

Ток установившегося короткого замыкания синхронного генератора с независимым возбуждением значительно превосходит номинальный ток и является опасным для генератора, поэтому в нем должна быть предусмотрена защита от токов короткого замыкания.

§ 3.13. ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИНХРОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

Перед установкой генератора на авиадвигатель проверяется состояние наружных поверхностей генератора (предварительно поверхности протираются тряпкой, смоченной бензином), надежность крепления клеммовых болтов на панели и кабельных наконечников, надежность крепления выводов щеток к щеткодержателям, правильность установки щеток и легкость их хода в щеткодержателях возбuditеля и состояние контактных колец, состояние изоляции обмоток относительно корпуса. Сопротивление изоляции в холодном состоянии должно быть не менее 2 Мом. Если сопротивление

изоляции меньше указанного значения, генератор направляют в ремонт.

Через каждые 50 час работы генератор снимается с двигателя и выполняются следующие работы:

- проверяется состояние контактных колец и коллектора возбuditеля. В случае загрязнения или незначительного подгара они очищаются тряпкой, смоченной бензином, или зачищаются стеклянной бумагой № 180 или 220. При значительном подгаре генератор направляется в ремонт;

- осматриваются щетки и измеряется их высота; при необходимости щетки заменяются;

- проверяется легкость вращения якоря рукой при поднятых щетках; вращение должно быть легким и плавным;

- проверяется надежность крепления гибкого вала; при легком покачивании шлицевого конца гибкого вала не должно ощущаться люфта, вал должен пружинить;

- проверяется отсутствие поперечного люфта якоря покачиванием гибкого вала рукой; если при этом ощущается характерное постукивание, свидетельствующее об ослаблении посадки подшипников в щитах, генератор направляется в ремонт;

- удаляется старая смазка с доступных мест шарикоподшипников, затем шарикоподшипники протираются чистой тряпкой, смоченной бензином, после чего закладывается новая смазка.

О результатах осмотра генератора и произведенных работах производится запись в паспорте генератора.

§ 3.14. БЕСКОНТАКТНЫЕ ГЕНЕРАТОРЫ

Наличие щеточного контакта в электрических генераторах всегда являлось узким местом в отношении надежности их работы. Этот недостаток особенно проявляется в авиационных генераторах, работающих на больших высотах при низком атмосферном давлении, когда надежность работы контакта резко ухудшается. В связи с этим в последнее время были проведены и выполняются сейчас большие работы по созданию авиационных бесконтактных генераторов большой мощности. Они ведутся в двух направлениях: разрабатываются генераторы переменного тока с бесконтактным электромагнитным возбуждением и генераторы постоянного тока с бесконтактной коммутацией. Создание обоих типов генераторов сейчас стало возможным благодаря появлению надежных в работе и механически прочных кремниевых неуправляемых и управляемых вентилях (диоды и транзисторы).

Рассмотрим принцип работы бесконтактного генератора переменного тока (рис. 3.12).

Генератор представляет обычную синхронную машину с рабочей обмоткой (РОГ), расположенной на статоре, и с обмоткой возбуждения (ОВГ), расположенной на роторе. Питание обмотки возбуждения генератора осуществляется от рабочей обмотки возбудителя (РОВ), расположенной на роторе, через вращающийся выпрямитель *В*.

Возбудитель является также трехфазным синхронным генератором с обмоткой возбуждения (ОВВ), питаемой постоянным током. Постоянный ток для возбудителя получают либо от бортовой сети, либо от подвозбудителя, расположенного на одном валу с генератором.

Для обеспечения полной автономности системы могут применяться генераторы с самовозбуждением. В этом случае обмотка ОВВ подключается на клеммы генератора через отдельный выпрямитель.

В системе с самовозбуждением при пуске генератора необходимо обеспечить начальное его возбуждение от постороннего источника электрической энергии.

В Советском Союзе разработаны и находятся в серийном производстве бесконтактные авиационные генераторы переменного тока мощностью 40 и 60 кВА ГТ-40 и ГТ-60. Они обладают высокой надежностью в работе и имеют хорошие тактико-технические данные.

На рис. 3.13 приведена электрическая схема внутренних соединений генератора ГТ-40.

Трехфазная рабочая обмотка 2 генератора соединена в звезду с выведенной силовой нейтралью. Обмотка 5 индуктора (обмотка возбуждения) питается от шестиполусной обмотки 4 переменного тока возбудителя через блок вращающихся кремниевых диодов типа Д232А. Для автономного возбуждения генератора на одном с ним валу размещен подвозбудитель с возбуждением от постоянных магнитов 6, представляющих собой ротор типа «звездочка». От рабочей обмотки подвозбудителя 1 осуществляется питание обмотки 3 возбуждения возбудителя через выпрямитель *В*.

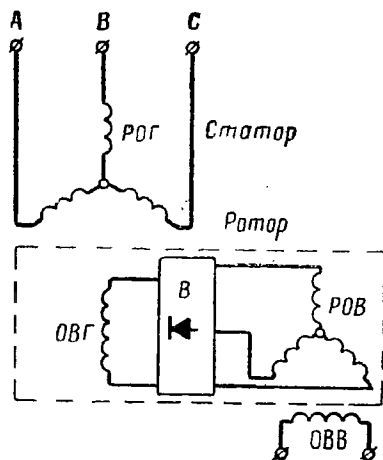


Рис. 3.12. Электрическая схема бесконтактного генератора переменного тока

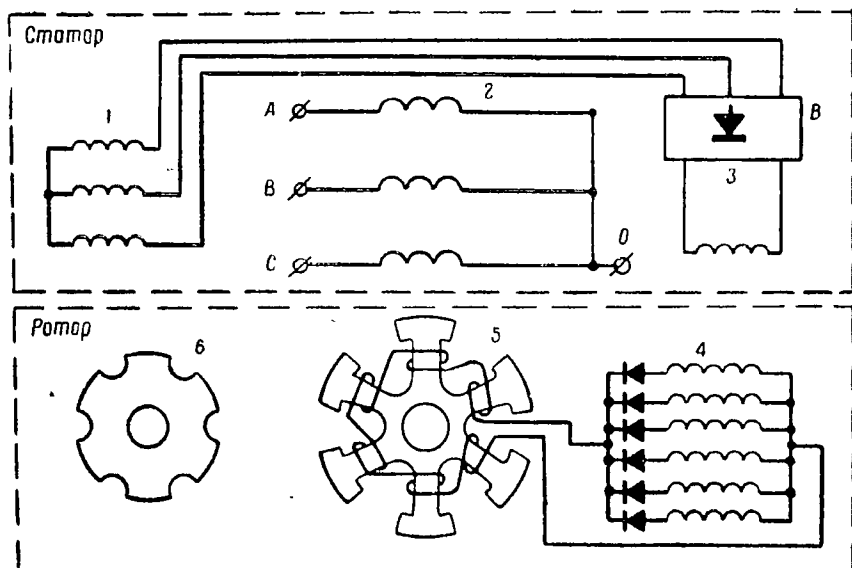


Рис. 3.13. Электрическая схема внутренних соединений генератора ГТ-40: 1 — обмотка подвозбудителя; 2 — рабочая обмотка; 3 — обмотка возбуждения возбудителя; 4 — обмотка возбудителя с блоком вращающихся выпрямителей; 5 — индуктор; 6 — постоянный магнит

Технические данные генераторов следующие:

	ГТ-40	ГТ-60
Напряжение (линейное) . . .	208 в	208 в
Номинальный ток	111 а	167 а
Мощность	40 ква	60 ква
Коэффициент мощности ($\cos \varphi$)	0,8	0,8
Скорость вращения	$8000 \pm 2\% \text{ об/мин}$	$8000 \pm 2\% \text{ об/мин}$
Частота	$400 \pm 2\% \text{ гц}$	$400 \pm 2\% \text{ гц}$
Вес	47 кг	55 кг

Генератор охлаждается с помощью продува встречным потоком воздуха. Без охлаждения генератор можно загружать примерно до 35% его номинальной мощности в течение не более 20 мин.

Разборку генератора в целях определения состояния его отдельных узлов, замены подшипников и т. д. рекомендуется производить только после выработки гарантийного срока службы.

ГЛАВА 4

СИСТЕМЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА СТАБИЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ

§ 4.1. МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТЫ

В главе 1 указывалось, что основной трудностью на пути электрификации самолетов на переменном токе является получение стабильной частоты при переменной скорости вращения самолетных генераторов. Необходимо отметить, что уже в течение многих лет ученые как в Советском Союзе, так и за рубежом работают над решением этой проблемы.

Самым простым способом получения переменного тока постоянной частоты является применение энергоустановки, состоящей из генератора, приводимого во вращение специальным двигателем с постоянной скоростью. Однако такая энергоустановка обладает низким коэффициентом полезного действия, имеет большие веса и габариты и является недостаточно надежной при эксплуатации. Приемлемыми системами энергоустановки для летательных аппаратов могут быть только системы, в которых генератор приводится во вращение от основной силовой установки (авиационного двигателя).

Если генератор приводится во вращение авиадвигателем, то его скорость вращения изменяется в процессе полета, поэтому возникает необходимость в создании устройства для преобразования переменной скорости вала авиадвигателя в постоянную скорость вала генератора. Получить постоянную частоту при условии изменяющейся скорости вращения первичного двигателя можно двумя способами: установкой между синхронным генератором и двигателем такого устройства, которое при изменении скорости вращения входного вала поддерживало бы скорость вращения выходного вала неизменной, и генерированием переменного тока с перемен-

ной частотой, соответствующей скорости вращения двигателя, с последующим преобразованием частоты в постоянную.

Первый способ получил название системы привода постоянной скорости (ППС или ППО). Решить эту задачу можно путем применения механических, электромагнитных, гидравлических, воздушных и электромашинных устройств.

Второй способ получил название системы переменной скорости постоянной частоты (ПСПЧ). Решить эту задачу можно применением различных вариантов электромашинных устройств либо путем применения различного рода статических преобразователей.

Системы ППС или ППО, а также ПСПЧ имеют свои достоинства и недостатки, поэтому отдать предпочтение какой-либо из них в настоящее время не представляется возможным. Очевидно, есть необходимость работать над совершенствованием как одной, так и другой системы.

Следует сказать, что в Советском Союзе многими учеными предложен ряд оригинальных вариантов систем ППС и ПСПЧ. Наибольший интерес представляют системы, предложенные профессорами М. М. Красношапка, А. Ф. Федосеевым, Д. Э. Брускиным, В. Т. Морозовским, доцентами Б. А. Ставровским, Г. В. Грабовецким и другими учеными. В данной книге будут рассмотрены лишь отдельные варианты систем ППС и ПСПЧ, либо уже установленных на летательных аппаратах, либо находящихся в стадии окончательной разработки.

§ 4.2. НЕКОТОРЫЕ СИСТЕМЫ С ПРИВОДОМ ПОСТОЯННОЙ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ

В качестве приводов, обеспечивающих постоянную скорость вращения генератора при переменной скорости вращения вала основного двигателя летательного аппарата, применяются гидравлические передачи постоянной скорости, а также воздушные и газовые турбины, работающие на энергии сжатого воздуха компрессором реактивного двигателя или на энергии сжатого воздуха, запасенного в баллонах.

Наиболее перспективными видами привода самолетных синхронных генераторов являются гидравлический привод и привод от воздушных турбин. К недостаткам гидравлического привода постоянной скорости относятся его сложность, изменение вязкости рабочего тела с изменением температуры и невозможность применения на летательных аппаратах с прямоточными реактивными двигателями. К недостаткам привода от воздушных турбин относятся трудности регулирования скорости вращения при различных режимах полета и необходимость отбирать сжатый воздух от компрессора турбореактивного двигателя.

На рис. 4.1 показан наиболее простой гидравлический привод самолетных синхронных генераторов разнесенного типа.

В гидравлическом приводе разнесенного типа мощность от авиадвигателя к генератору полностью передается гидравлическим путем. Основными элементами такого привода (рис. 4.1) являются: гидронасос ГН переменной производительности, преобразующий механическую энергию авиадвигателя в энергию жидкости, подаваемой в систему под давлением; гидродвигатель ГД, связанный с валом синхронного

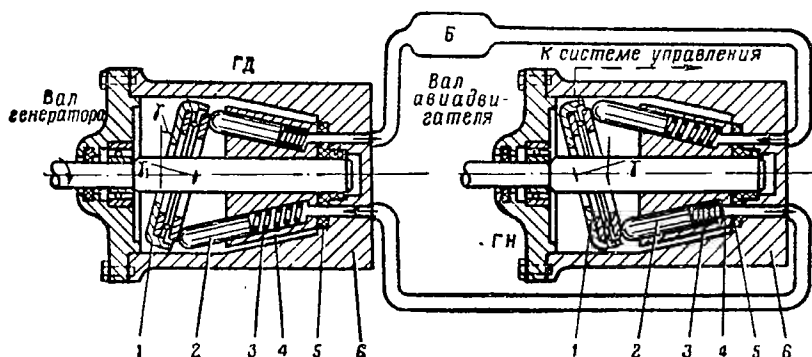


Рис. 4.1. Схема гидравлического привода разнесенного типа:

ГН — гидронасос; ГД — гидродвигатель; Б — бак с гидросмесью; 1 — наклонная шайба; 2 — плунжер; 3 — пружина; 4 — ротор; 5 — распределительный диск; 6 — корпус

генератора и преобразующий энергию жидкости в механическую энергию вращательного движения, используемую для вращения генератора; система управления. Рабочей жидкостью является гидросмесь — масло и керосин, причем последний берется из топливных баков турбореактивных двигателей.

В качестве гидронасоса и гидродвигателя, обладающих свойством обратимости, на отдельных летательных аппаратах применяются роторно-плунжерные гидромашины с наклонной шайбой. Такая машина имеет ротор 4, с плунжерами 2 в цилиндрах (гнездах). Плунжеры под действием пружины 3 опираются на управляемую наклонную шайбу 1 с регулируемым углом наклона. Обкатываясь по поверхности шайбы, они совершают возвратно-поступательное движение в цилиндрах.

При вращении ротора цилиндры через распределительный диск 5, имеющий два дугообразных отверстия, поочередно сообщаются со всасывающим и напорным трубопроводами. Гидросмесь переносится цилиндром из одного трубопровода в другой тогда, когда он проходит переключку между отвер-

ствиями распределительного диска. Регулирование гидромашины производится изменением угла наклона шайбы, от которого зависит ход плунжеров. Изменяя угол наклона шайбы 1, можно плавно регулировать производительность насоса.

Преобразование энергии происходит: в гидронасосе — за счет вращения ротора и перемещения плунжеров, подающих гидросмесь в напорный трубопровод, где создается высокое давление; в гидродвигателе — за счет подводимой к нему под давлением гидросмеси, которая давит на плунжеры. Так как сила давления имеет составляющую, перпендикулярную к

оси качания плунжеров, то ротор приводится во вращение. Благодаря вращению ротора гидродвигателя его верхние плунжеры перемещаются вправо и выталкивают гидросмесь через верхнее овальное отверстие распределительной шайбы в бак Б. При вращении роторов гидронасоса и гидродвигателя происходит непрерывная смена вталкивающих и выталкивающих плунжеров.

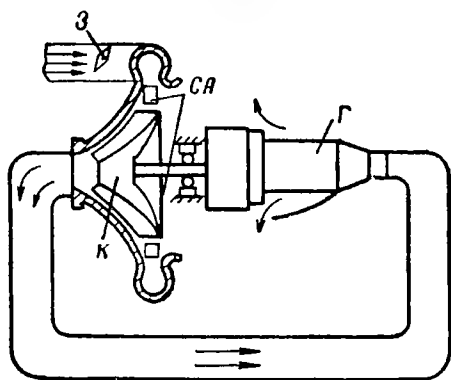


Рис. 4.2. Схема воздушно-турбинного привода:

К — колесо турбины; СА — сопловой аппарат; Б — бак; Г — синхронный генератор

Очевидно, что скорость вращения гидродвигателя будет зависеть от давления гидросмеси в трубопроводе высокого давления, которое, в свою очередь, зависит от угла наклона управляющей шайбы гидронасоса и скорости вращения ротора. Чем больше угол наклона шайбы, тем до большего давления сжимается гидросмесь в трубопроводе высокого давления и тем больше скорость вращения ротора гидродвигателя. При угле наклона шайбы, равном нулю, производительность гидронасоса также равна нулю. В этом случае все элементы гидродвигателя, а вместе с ним и ротор синхронного генератора неподвижны. Таким образом, изменяя угол наклона шайбы, можно регулировать скорость вращения синхронного генератора.

Привод генераторов переменного тока от воздушно-турбинных двигателей, питаемых воздухом от компрессора авиадвигателя, является также весьма перспективным. Принципиальная схема такого привода приведена на рис. 4.2. Генератор приводится в действие турбиной, работающей на

энергии сжатого воздуха, отбираемого с промежуточной ступени компрессора реактивного двигателя. Для привода синхронных генераторов применяются как аксиальные, так и радиальные турбины. Воздух, поступающий от компрессора двигателя, дросселируется с помощью заслонки *З* и подается в сопловой аппарат *СА* турбины.

В *СА* турбины воздух расширяется и с большой скоростью направляется на лопатки рабочего колеса турбины *К*, приводя его во вращение. При этом приводится во вращение и ротор синхронного генератора *Г*, который непосредственно или через редуктор соединен с валом рабочего колеса турбины. Воздух после отдачи энергии рабочему колесу турбины сильно охлаждается, поэтому его можно использовать для охлаждения генератора.

Регулирование скорости вращения турбины осуществляют как с помощью заслонки *З* (дроссельное регулирование), так и посредством поворота лопаток соплового аппарата *СА*. В последнем случае сопловой аппарат получается более сложным, однако к. п. д. турбины при сопловом регулировании выше.

Для уменьшения габаритов привода вал воздушной турбины целесообразно непосредственно соединить с валом синхронного генератора, избегая применения редуктора. Агрегат, состоящий из воздушной турбины и синхронного генератора, называется воздушным турбоагрегатом.

Недостатком описанных выше приводов является то, что регулирование скорости вращения у них производится для всей установленной генераторной мощности.

Наиболее перспективным приводом синхронного генератора является дифференциальный привод. В таком приводе используется дифференциальный принцип передачи мощности. Основная часть мощности от авиадвигателя к генератору передается механическим путем. Гидравлическая или воздушно-турбинная передача играет лишь вспомогательную роль, подводя или отводя мощность, определяемую разностью скоростей вращения авиадвигателя и генератора. Таким образом, в дифференциальном приводе управляемым является не весь поток энергии, а лишь часть его. Основная часть энергии авиационного двигателя является неуправляемой. Дифференциальные приводы дают значительную экономию в весе по сравнению с простыми приводами.

На рис. 4.3 представлена схема дифференциального турбомеханического привода. Вал синхронного генератора *4* связан с валом авиационного двигателя *1* через планетарный редуктор, причем солнечная шестерня *5* жестко соединена с валом синхронного генератора, а коронная шестерня *2* мо-

жет приводиться во вращение от гидравлического или воздушно-турбинного привода 3. Коэффициент редукции выбирается таким, что при максимальной скорости вращения вала авиационного двигателя $\omega_{a_{\max}}$ и неподвижной коронной шестерне 2 скорость вращения вала генератора ω_r равна синхронной

$$\omega_r = k_{\text{пр}} \omega_{a_{\max}} = \omega_0,$$

где $k_{\text{пр}}$ — коэффициент редукции планетарного редуктора; ω_0 — синхронная скорость вращения.

Таким образом, регулируя скорость вращения гидро- или турбопривода, можно обеспечить постоянную скорость вращения синхронного генератора. В целях получения более

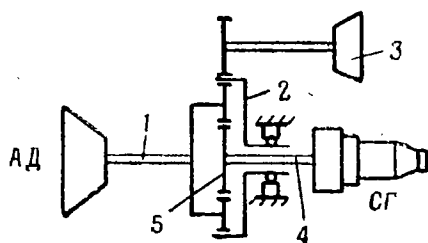


Рис. 4.3. Схема дифференциального турбомеханического привода:

1 — вал авиационного двигателя; 2 — коронная шестерня; 3 — воздушно-турбинный привод; 4 — вал синхронного генератора; 5 — солнечная шестерня

высокого к. п. д. передачи целесообразно редуктор рассчитать так, чтобы при неподвижной коронной шестерне синхронная скорость вращения генератора обеспечивалась не при максимальной, а при некоторой средней эксплуатационной скорости вращения вала авиадвигателя. Очевидно, что в этом случае должно быть предусмотрено реверсирование привода.

Для достижения хорошего качества электрической энергии, вырабатываемой синхронными генераторами на летательных аппаратах, а также обеспечения параллельной работы генераторов необходимо поддерживать постоянство их скорости вращения. Кроме того, для обеспечения равномерного распределения активной нагрузки в приводе должна быть предусмотрена возможность регулирования скорости вращения. Плавное изменение скорости вращения в гидроприводе осуществляется воздействием на угол наклона управляющей шайбы. В турбоприводе регулирование скорости вращения достигается путем воздействия на дроссельную заслонку либо на сопловой аппарат турбины.

Системы стабилизации скорости вращения гидравлического и воздушно-турбинного приводов по принципу своего действия выполняются обычно одинаковыми. Обычно применяется двухканальная система регулирования. Первый, грубый, канал выполняется на центробежном регуляторе и обеспечивает точность поддержания скорости до 3—10%, второй, точный, канал — на резонансных контурах.

Точный канал регулирования скорости не является самостоятельным, он воздействует на регулятор грубого канала, изменяя настройку центробежного регулятора. Благодаря такому корректору, каким является точный канал регулирования, удастся повысить точность поддержания частоты до 0,5—1%. Кроме того, при этом имеется возможность воздействия на привод генератора в целях поддержания равномерного распределения активных нагрузок между генераторами.

Принципиальная схема системы стабилизации скорости вращения гидравлического привода (аналогичная схема при-

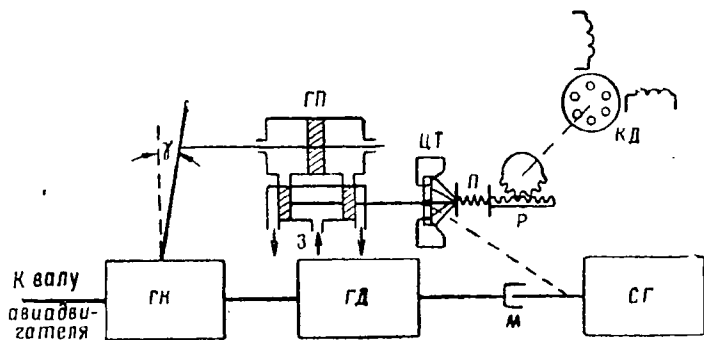


Рис. 4.4. Принципиальная схема системы стабилизации скорости вращения гидравлического привода:

ГН — гидронасос; ГД — гидродвигатель; М — обгонная муфта; СГ — синхронный генератор; ГП — гидропоршень; ЦТ — центробежный тахометр; П — пружина; Р — рейка; КД — конденсаторный двигатель; З — поршни золотника

меняется и для воздушно-турбинного привода) приведена на рис. 4.4. Выходной вал гидродвигателя связан с валом синхронного генератора СГ с помощью обгонной муфты М, препятствующей передаче вращающего момента от СГ на выходной вал гидропривода. Регулирование скорости вращения гидродвигателя ГД осуществляется посредством изменения угла наклона управляющей шайбы гидронасоса ГН. При заданной скорости вращения центробежная сила грузиков тахометра ЦТ уравнивается силой сжатия пружины П, в результате поршни золотника З разобщают полости гидропоршня ГП. Этому состоянию равновесия соответствует некоторый угол γ наклона управляющей шайбы. Если скорость вращения синхронного генератора возрастет, то центробежные грузики разовьют большее усилие и пружина П начнет деформироваться. При этом золотник З сместится вправо и сообщит его среднюю полость, в которую поступает под высоким давлением гидросмесь, с правой полостью гидропоршня ГП. Гидропоршень начнет переме-

щаться влево, гидросмесь из его левой полости будет уходить через золотник на слив. Угол γ наклона шайбы $ГП$ будет уменьшаться, что приведет к уменьшению скорости вращения генератора. Скорость вращения гидродвигателя уменьшается до тех пор, пока скорость вращения синхронного генератора не вернется к заданному номинальному значению. Точно так же система будет работать при понижении скорости вращения синхронного генератора. Корректировка скорости вращения гидропривода осуществляется изменением затяжки пружины $П$ центробежного тахометра. Изменение затяжки пружины производится рейкой $Р$, которая перемещается через редуктор от конденсаторного асинхронного двигателя. Сигнал для отработки конденсаторного двигателя подается через резонансный контур и магнитный усилитель при изменении выходной частоты синхронного генератора.

В Советском Союзе и за рубежом большинство систем переменного тока постоянной частоты выполнены с ППС. В США преимущественное применение получили гидро-механические ППС фирмы Сандстренд.

Опыт эксплуатации приводов постоянной скорости показал, что они имеют ряд существенных недостатков. Стоимость ППС весьма велика, а наладка его на авиадвигателе чрезвычайно сложна. В отдельных случаях легче заменить авиадвигатель, чем отказавший агрегат ППС. Проверка работы ППС сложна, а трудоемкость капитального ремонта ее в 2,5 раза выше трудоемкости ремонта системы постоянного тока. На долю ППС приходится 50% трудоемкости ремонта всей системы (по данным английской литературы). В процессе эксплуатации из-за износа деталей и узлов ППС приходится производить трудоемкую периодическую подрегулировку системы регулирования каналов ППС — генератор.

Указанные недостатки ППС привели к тому, что в настоящее время ведутся многочисленные изыскания в области создания чисто электрических способов получения постоянной частоты (системы ПСПЧ).

§ 4.3. СИСТЕМЫ С ПЕРЕМЕННОЙ СКОРОСТЬЮ ВРАЩЕНИЯ — ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТЫ

Из числа возможных систем электроснабжения стабильной частоты особое значение имеют преобразовательные системы, в которых генерирование электрической энергии производится обычными бесконтактными синхронными генераторами, установленными непосредственно на валу двигателя, а стабилизация частоты достигается электрическими методами посредством того или иного статического преоб-

разователя частот. Большие достижения в области полупроводниковой техники, создание мощных компактных управляемых вентиляей дают возможность применения на летательных аппаратах различных систем со статическими преобразователями. Разработанные в конце 50-х годов кремниевые управляемые вентили (тиристоры) знаменуют собой революцию в преобразовательной технике, подобную той, которую произвели в электронике полупроводниковые триоды (транзисторы), вытеснившие из многих областей электронные лампы.

Кремниевые управляемые вентили имеют характеристики, качественно подобные характеристикам ионных управляемых вентиляей, однако отличаются от последних значительно меньшими размерами, большими к. п. д., механической прочностью, большим допустимым интервалом рабочей температуры, мгновенной готовностью к работе. Все эти преимущества тиристоров позволяют по-новому оценить практическую пригодность для тех или иных конкретных целей многих систем преобразования тока, разработанных ранее применительно к ионным вентилям. Кроме того, значительно меньшее время восстановления управляемости тиристоров позволяет создавать на их основе новые перспективные преобразовательные устройства.

Из наиболее перспективных систем статических преобразователей частоты можно отметить:

- системы преобразователей частоты с выпрямлением и инвертированием;

- системы с непосредственным преобразованием на базе тиристорного преобразователя частоты с переменным углом управления;

- системы с модуляцией частоты в генераторе с последующей коммутацией модулированного напряжения с помощью тиристорного модулятора (по схеме профессора Брускина Д. Э.).

Преобразователи частоты, выполненные по указанным выше схемам, имеют свои преимущества и недостатки.

Преобразователи частоты должны, как правило, обеспечивать передачу активной энергии в одном направлении от источника энергии к нагрузке.

В отношении передачи реактивной энергии все известные типы преобразователей можно разбить на две группы:

- 1) преобразователи, не позволяющие передать от питающей сети реактивную энергию, потребляемую нагрузкой, и требующие поэтому генерирования этой реактивной энергии непосредственно в приемной сети (с помощью статических конденсаторов). Преобразователи этого типа обычно основаны на использовании принципа инвертирования на

стороне нагрузки и в них можно выделить явно или неявно выраженный звено постоянного тока;

2) преобразователи, обеспечивающие передачу всей (или части) реактивной энергии, потребляемой нагрузкой, от питающей сети, для чего одни и те же вентили в схеме преобразователя должны попеременно работать то в выпрямительном, то в инверторном режиме. Преобразователи этой группы требуют обычно большего числа вентиля и более сложных систем управления.

§ 4.4. СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ЧАСТОТЫ С ВЫПРЯМЛЕНИЕМ И ИНВЕРТИРОВАНИЕМ

Общей особенностью таких систем преобразователей частоты является преобразование переменного тока изменяемой частоты f_1 сначала в постоянный ток (выпрямление), а затем постоянного тока в переменный неизменной частоты f_2 (инвертирование).

Основным узлом такого типа преобразователей является инвертор, во многом определяющий характеристики и основные показатели всей системы. В том случае, если в приемной сети преобразователя отсутствуют синхронные машины (генераторы, могущие быть источниками активной и реактивной мощности, либо конденсаторы, могущие служить источниками реактивной мощности), то в инверторном звене применяется независимый инвертор. Независимый (автономный) инвертор может работать на сеть, не содержащую других источников энергии этой же частоты.

Поскольку в независимых инверторах используются вентили типа тиратрона (в которых управляющий электрод может лишь открыть прибор, но не может ни запереть его, ни управлять величиной протекающего через него тока), в схеме или в приемной сети должны быть обязательно предусмотрены средства, обеспечивающие гашение ранее работавшего вентиля при зажигании следующего и тем самым переход тока с одного вентиля на другой (коммутация тока). В качестве таких средств наиболее часто используются статические конденсаторы (инвертор с емкостной коммутацией). Эти же конденсаторы являются источниками реактивной энергии, потребляемой самим инвертором, а также реактивной энергии, потребляемой нагрузкой. Форма кривой напряжения на выходе независимого инвертора отличается от синусоидальной и зависит от параметров схемы инвертора и нагрузки; точно так же и величина выходного напряжения непостоянна и зависит от параметров инвертора и нагрузки, от рабочей частоты и от входного питающего напряжения. Рабочая частота независимого инвертора определяется только частотой импульсов, подаваемых от систе-

мы управления на управляющие электроды вентилей инвертора, и не зависит ни от параметров нагрузки, ни от напряжения питания.

В зависимости от способа включения коммутирующих конденсаторов различают параллельные, последовательные, последовательно-параллельные и другие схемы независимых инверторов. Независимо от способа включения коммутирующих конденсаторов все перечисленные типы инверторов могут быть выполнены по любой из известных одно- или трехфазных схем как с выводом нулевой точки, так и мостовых.

Основную трудность при использовании независимых инверторов составляет поддержание неизменного напряжения на выходе при изменении нагрузки, так как из-за падающей нагрузочной характеристики это напряжение может весьма сильно изменяться. Для стабилизации напряжения может быть использовано несколько различных способов, которые в значительной мере усложняют весь преобразователь.

Получение достаточно близкого к синусоидальной форме кривой выходного напряжения не представляет обычно большой трудности. Так, при использовании схемы с шестифазным режимом инвертирования (например, трехфазной мостовой схемы) выходное напряжение даже без фильтрации имеет достаточно благоприятную форму кривой. Имеющиеся в данном случае высшие гармоники могут быть устранены применением несложных фильтров, и коэффициент искажения кривой выходного напряжения может быть доведен до единиц или долей процента. Особенно просто осуществляется исправление кривой выходного напряжения при неизменной выходной частоте, как и в системе электропитания летательных аппаратов.

Поддержание стабильной выходной частоты не является сложной технической задачей, поскольку у независимых инверторов частота выходного напряжения определяется только частотой импульсов, подаваемых от системы управления. Поэтому для получения стабильной частоты инвертора необходимо в качестве задающего генератора системы управления использовать соответствующий источник импульсов. Так, мультивибратор может дать нестабильность до 1—2%, камертонный генератор — до 0,1—0,5%.

Другим основным узлом системы управления помимо задающего генератора является коммутатор импульсов, обеспечивающий подачу импульсов на управляющие электроды вентилей инвертора в определенной последовательности, в соответствии с их порядком работы.

Блок-схема вентильного преобразователя частоты с промежуточной явно выраженной цепью постоянного тока приведена на рис. 4.5. Коммутирующие конденсаторы, являющиеся источником реактивной энергии, включены в состав

блока *АИ*, куда они органически входят, как уже указывалось, параллельно, последовательно или последовательно-параллельно.

Если выпрямитель и инвертор выполнены по какой-либо из схем с шестифазным режимом инвертирования (трехфазная мостовая либо две звезды с уравнительным реактором), то в состав каждого из них входит по шесть клапанов, т. е. полное число клапанов равно двенадцати.

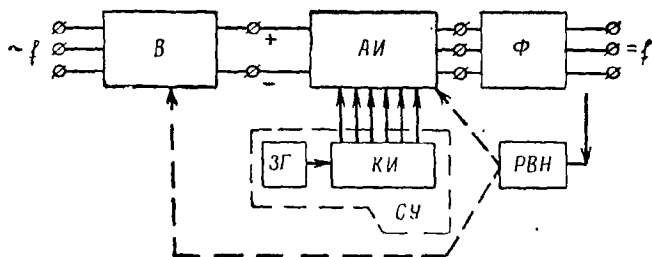


Рис. 4.5. Блок-схема клапанного преобразователя частоты с промежуточной явно выраженной цепью постоянного тока: *В* — выпрямитель; *АИ* — автономный инвертор; *Ф* — фильтр выходного напряжения; *СУ* — система управления; *ЗГ* — задающий генератор; *КИ* — коммутатор импульсов; *РВН* — регулятор выходного напряжения

Преобразователи частоты на базе использования автономных инверторов могут быть построены также и по схемам с неявно выраженной цепью постоянного тока или вообще без цепи постоянного тока, в которых процессы выпрямления и инвертирования совмещены в одних и тех же клапанах. В качестве примера на рис. 4.6 показана схема трехфазно-трехфазного преобразователя частоты, где имеется лишь один провод, по которому течет постоянный ток (соединяющий нулевые точки инверторного и выпрямительного трансформаторов). В схемах такого типа общее число клапанов равно произведению числа фаз выпрямления и инвертирования.

Преобразователи частоты с неявно выраженной цепью постоянного тока или вообще без такого звена могут работать при любом соотношении входной и выходной частот ($f_1 \geq f_2$), однако когда эти частоты близки, нагрузка клапанов оказывается непостоянной во времени, а в кривой выходного напряжения в результате воздействия входного напряжения могут появляться колебания.

Общим недостатком схем с совмещением функций выпрямления и инвертирования в одних и тех же клапанах по сравнению со схемами с явно выраженной цепью постоянного тока является значительное усложнение системы управления, особенно если для стабилизации или регулирования

выходного напряжения требуется управлять углом зажигания клапанов в выпрямительном режиме. Общее число клапанов в таких схемах при шестифазных режимах выпрямления и инвертирования в 1,5 раза больше (18 вместо 12).

Общим достоинством указанных выше схем является возможность использования питающего генератора с любой номинальной частотой.

Однако эти схемы обладают и другими существенными недостатками. Основная трудность связана с их крутопадающей нагрузочной характеристикой и отсутствием в обычной схеме инвертора достаточно простого и удобного способа регулирования или стабилизации выходного напряжения. Кроме того, в таких схемах из-за наличия звена постоянного тока невозможно обеспечить генерирование реактивной мощности, т. е. необходимо дополнительно включать источники реактивной мощности (синхронные компенсаторы или конденсаторы). Наконец, двойное преобразование электрической энергии, безусловно, должно сказаться и на к. п. д. всего преобразователя.

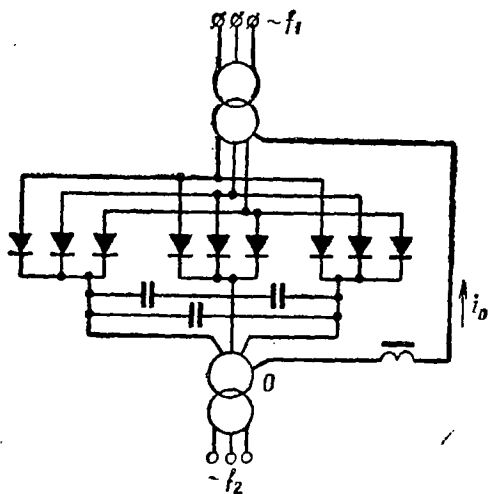


Рис. 4.6. Схема преобразователя частоты с неявно выраженной цепью постоянного тока

§ 4.5. СИСТЕМЫ С НЕПОСРЕДСТВЕННЫМ ПРЕОБРАЗОВАНИЕМ НА БАЗЕ ТИРИСТОРНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ЧАСТОТЫ С ПЕРЕМЕННЫМ УГЛОМ УПРАВЛЕНИЯ

В преобразователях частоты с непосредственной связью кривая выходного напряжения формируется из участков («вырезок») синусоид входного напряжения. Работа таких преобразователей основана на теории управляемых выпрямителей и зависимых инверторов.

Для выявления особенностей этих преобразователей рассмотрим сначала преобразователь с однофазным выходом, приведенный на рис. 4.7. Графики напряжения на нагрузке этого преобразователя даны на рис. 4.8. На рис. 4.8 жирной линией показаны кривые напряжения на нагрузке при работе клапанов 1, 2 и 3 в выпрямительном режиме при

нулевым ($\alpha=0$, рис. 4.8, а) и ненулевым ($\alpha=45^\circ$, рис. 4.8, б) углах управления; причем принято, что вентили 4, 5 и 6 при этом закрыты и что нагрузка Z_H имеет активно-индуктивный характер $Z_H=R_H+jx_H$ и потому выпрямленный ток является

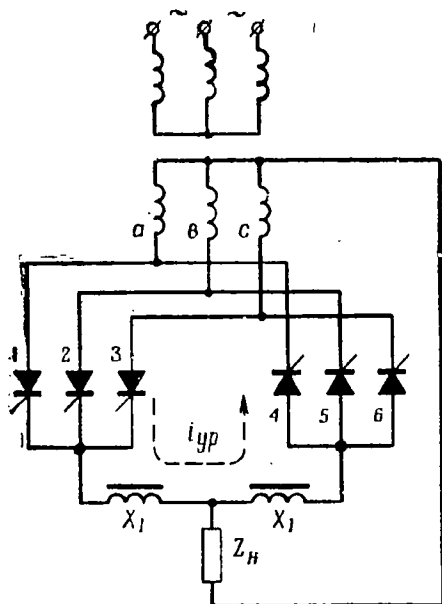


Рис. 4.7. Преобразователь с однофазным выходом

непрерывным. Среднее значение выпрямленного напряжения относительно нулевой точки трансформатора, как известно, равно

$$U_H = U_d = U_{d_0} \cos \alpha, \quad (4.1)$$

где $U_{d_0} = \sqrt{2} U_\Phi \frac{\sin \frac{\pi}{m_1}}{\frac{\pi}{m_1}}$ — наибольшее значение выпрямленного напряжения, получающееся при $\alpha=0$;
 m_1 — число фаз на входе системы преобразования.

На рис. 4.8, в показана кривая выпрямленного напряжения при $\alpha=90^\circ$, когда среднее значение напряжения на нагрузке равно нулю (предполагается, что $\frac{x_H}{R_H} \rightarrow \infty$).

График на рис. 4.8, г соответствует инверторному режиму работы вентилей 1, 2, 3, при котором энергия из цепи нагрузки

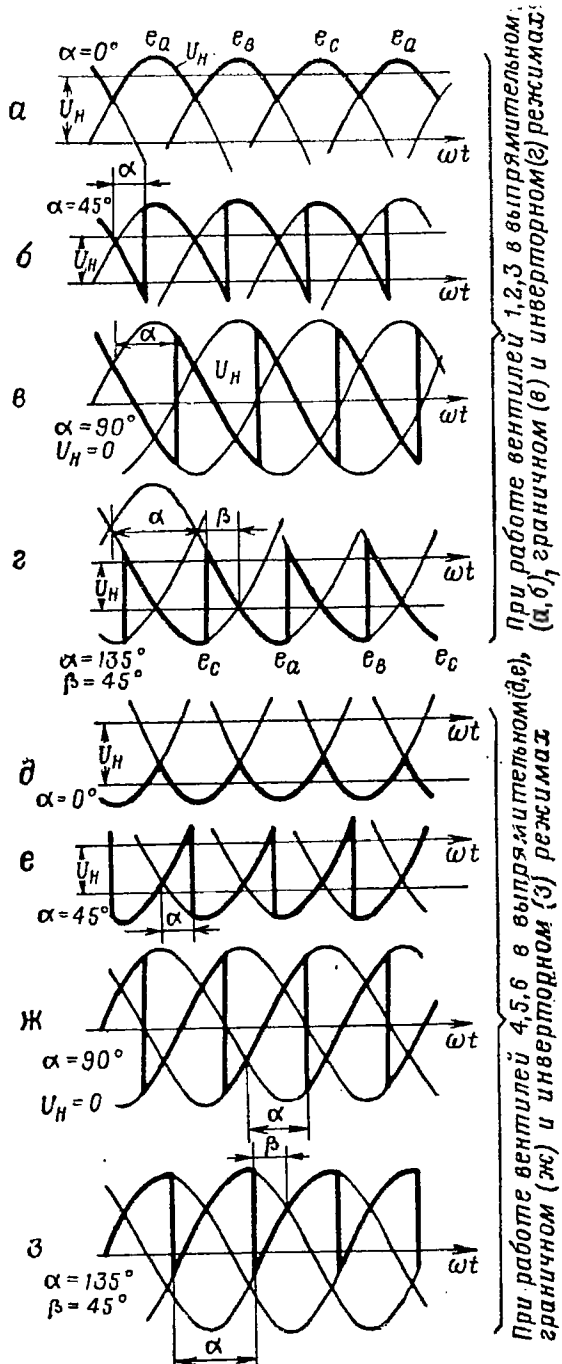


Рис. 4.8. Графики напряжения на нагрузке в схеме рис. 4.7

передается в цепь переменного тока. Данный режим наблюдается при $\alpha > 90^\circ$ (на рис. 4.8, $\alpha = 135^\circ$), причем полярность среднего значения напряжения $U_{\text{н}}$ при этом является обратной по сравнению с выпрямительным режимом, а ток через вентили и через нагрузку протекает в прежнем направлении.

На рис. 4.8, *д, е, ж* и *з* показаны аналогичные графики для случая работы вентилей 4, 5, 6 со значениями $\alpha = 0^\circ$; 45° ; 90° и 135° . При $\alpha < 90^\circ$ имеет место выпрямительный, а при $\alpha > 90^\circ$ — инверторный режим, однако поскольку указанные вентили имеют обратное по сравнению с вентилями 1, 2, 3 включение, при их работе получается противоположная по

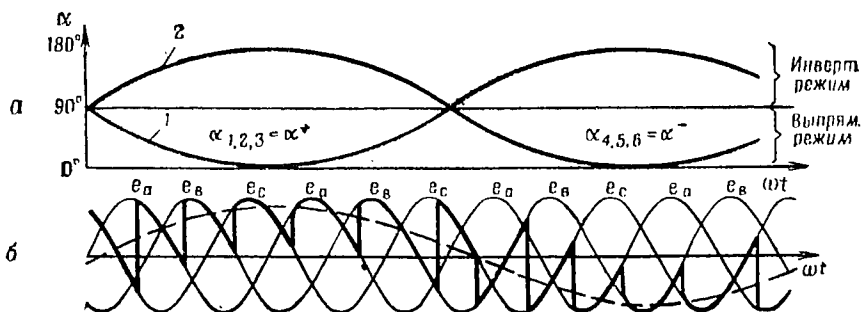


Рис. 4.9. Графики изменения угла управления

отношению к рис. 4.8, *а, б, в, г* полярность напряжения на нагрузке.

Если теперь угол управления у вентилей 1, 2, 3 изменять по синусоиде 1, а вентилей 4, 5, 6 — по синусоиде 2 (рис. 4.9, *а*), то на зажимах нагрузки будет получаться напряжение $U_{\text{н}}$, основная составляющая которого также имеет вид синусоиды (рис. 4.9, *б*). При этом на участке, где у вентилей 1, 2, 3 угол α изменяется от 90° до 0 и затем снова до 90° , формируется положительная полуволна выходного напряжения. На участке, где соответствующие значения, меньшие 90° , получают угол управления вентилей 4, 5, 6; формируется отрицательная полуволна напряжения $U_{\text{н}}$. Назовем вентили 1, 2, 3 группой положительной полярности, а вентили 4, 5, 6 — группой отрицательной полярности.

Графики на рис. 4.9 соответствуют случаю, когда основная гармоника тока нагрузки совпадает с основной гармоникой напряжения, и обе группы вентилей, формирующие соответствующие полуволны напряжения и тока, все время работают в выпрямительном режиме.

Если нагрузка имеет активно-индуктивный характер, то основная гармоника тока нагрузки $i_{\text{н}}$ будет сдвинута в сто-

рону отставания на угол φ от U_H (рис. 4.10, а). В этом случае группа вентиля 1, 2, 3, пропускающая положительную полуволну тока, будет сначала работать в выпрямительном режиме (когда ток и напряжение нагрузки положительны), а затем при смене знака напряжения на отрицательный — в инверторном режиме. На участке инверторного режима накопленная в активно-индуктивной нагрузке энергия будет отдаваться обратно в питающую сеть.

Аналогичное чередование режимов будет наблюдаться и у группы вентилях отрицательной полярности 4, 5, 6, пропускающей отрицательную полуволну тока.

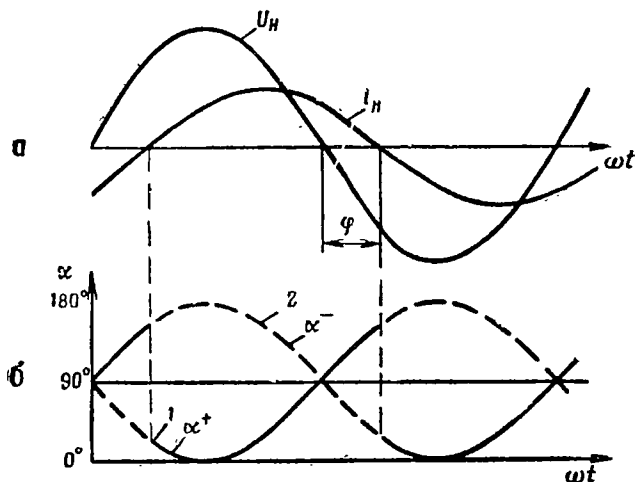


Рис. 4.10. Кривые тока и напряжения при активно-индуктивной нагрузке

На рис. 4.10, б показаны графики изменения угла управления α^+ и α^- у обеих групп вентилях, причем сплошными линиями выделены рабочие участки, где та или иная группа пропускает соответствующую полуволну тока и формирует часть кривой выходного напряжения. Штриховыми линиями на рис. 4.10, б показаны нерабочие интервалы, когда данная группа вентилях не участвует в образовании кривой напряжения на нагрузке. Из рис. 4.10, б видно, что при активно-индуктивной нагрузке очередная группа вентилях начинает работать при $\alpha < 90^\circ$, затем угол α проходит через нуль и доходит до 90° , после чего она переходит в инверторный режим и кончает работать при $\alpha > 90^\circ$.

Чередование выпрямительного и инверторного режимов будет происходить и при активно-емкостной нагрузке, когда основная гармоника тока нагрузки опережает основную гармонику напряжений.

Таким образом, если коэффициент мощности нагрузки изменяется, углы управления групп вентилей положительной и отрицательной полярности α^+ и α^- также изменяются по противофазным синусоидам 1 и 2 (рис. 4.10, б), причем выделение рабочих интервалов для каждой группы вентилей (соответствующих рабочим участкам синусоид 1 и 2) определяется моментами перехода кривой тока нагрузки через нуль, а переходы каждой группы вентилей от выпрямительного режима к инверторному (либо при RC нагрузке от инверторного к выпрямительному) — моментами перехода через нуль основной гармоники напряжения. При этом всегда

$$\alpha^+ + \alpha^- = 180^\circ. \quad (4.2)$$

Рассмотренный случай, когда угол α изменяется от $\alpha_{\min} = 0$ до $\alpha_{\max} = 180^\circ$, обеспечивает получение наибольшего выходного напряжения. Если же диапазон изменения угла управления $\Delta\alpha = \alpha_{\max} - \alpha_{\min}$ уменьшить, то и амплитуда выходного напряжения понизится.

Из сказанного выше вытекают следующие основные преимущества преобразователя с переменным углом управления:

1. Простота силовой схемы, содержащей лишь управляемые вентили. Коммутация (переключение) вентилей в преобразователе этого типа происходит под действием переменного напряжения питающей сети и потому специальные коммутационные устройства (например, конденсаторы, необходимые в преобразователях частоты, основанных на использовании автономных инверторов) не нужны.

2. Возможность поддержания неизменной выходной частоты при изменяемой входной. Частота на выходе определяется только частотой изменения угла управления, т. е. целиком задается блоком управления преобразователей.

3. Возможность передачи энергии в обоих направлениях, что позволяет обойтись в приемной сети без специальных генераторов реактивной мощности и передавать реактивную энергию, нужную для активно-индуктивной нагрузки, из питающей сети.

Необходимо в то же время отметить и принципиальные недостатки, свойственные преобразователям данного типа:

1. Наличие высших гармоник в кривой напряжения на нагрузке, что требует применения на выходе преобразователя сглаживающих фильтров. Для уменьшения искажений выходного напряжения и увеличения относительной частоты высших гармоник (что облегчает их сглаживание) нужно увеличить отношение входной и выходной частот и увеличивать число фаз m_1 на входе преобразователя.

2. Снижение выходного напряжения по сравнению с входным. Так, в схеме трехфазно-однофазного преобразователя

при полном изменении угла управления от 0 до 180° теоретическое действующее значение напряжения на нагрузке

$$U = U_2 = U_{1\phi} \frac{\sin \frac{\pi}{3}}{\frac{\pi}{3}} = 0,83 U_{1\phi}. \quad (4.3)$$

Однако на практике угол α нельзя доводить до 180° , так как при инверторном режиме необходимо обеспечивать определенное время для восстановления управляемости вентилей после их запираания, поэтому и $\alpha > 0$ и $\Delta\alpha = 150 \div 160^\circ$. Кроме того, следует учесть снижение выходного напряжения за счет внутреннего реактанса источника питания, приводящего к появлению угла перекрытия, падение напряжения на элементах сглаживающих фильтров, на вентилях и т. д. В результате на практике действующее значение выходного напряжения получается равным $U_2 = (0,5 \div 0,7) U_{1\phi}$. Поэтому для получения достаточно высокого напряжения U_2 приходится идти на повышение питающего напряжения либо применять на выходе преобразователя повышающий трансформатор.

3. Включение и выключение отдельных вентилей обуславливает импульсный характер входного тока. При таком токе большую роль начинают играть внутренние реактансы источника питания. Поскольку последние имеют обычно индуктивный характер, на них в моменты отпирания и запираания соответствующих вентилей возникает э. д. с. самоиндукции и напряжение на входных зажимах преобразователя получается несинусоидальным.

Из сказанного выше ясно, что при использовании таких преобразователей к генератору предъявляется ряд дополнительных требований. Он должен иметь частоту, значительно большую, чем выходная частота преобразователя, и обладать малым переходным реактансом.

Выше была рассмотрена схема трехфазно-однофазного преобразователя частоты. Эта схема, хотя и не имеет практического значения для целей стабилизации частоты в бортовой сети самолетов, однако позволяет из-за своей простоты выявить все основные закономерности и особенности, свойственные данному способу преобразования частоты.

На рис. 4.11 показана схема трехфазно-трехфазного преобразователя, основанная, как и ранее рассмотренный преобразователь на рис. 4.7, на использовании простой трехфазной схемы выпрямления с нулевой точкой. Линейное выходное напряжение трехфазного преобразователя образуется как разность соответствующих фазных напряжений. На выходе преобразователя включен сглаживающий фильтр, который в простейшем случае состоит из дросселей L_ϕ и кон-

денсаторов C_{ϕ} . Дроссели L_{ϕ} служат также для ограничения уравнивающих токов.

На рис. 4.12 приведены кривые выходных фазовых и линейных напряжений. Угол управления α любого из клапанов определяется моментом пересечения двух синусоид (рис. 4.12, б), а именно: синусоиды с более высокой частотой (равной входной частоте), максимум которой совпадает с точкой естественного отпирания данного клапана, и синусоиды более низкой частоты, равной выходной частоте. При этом каждая синусоида более низкой частоты является общей для всех клапанов, формирующих напряжение определенной полярности данной фазы на выходе; например, на

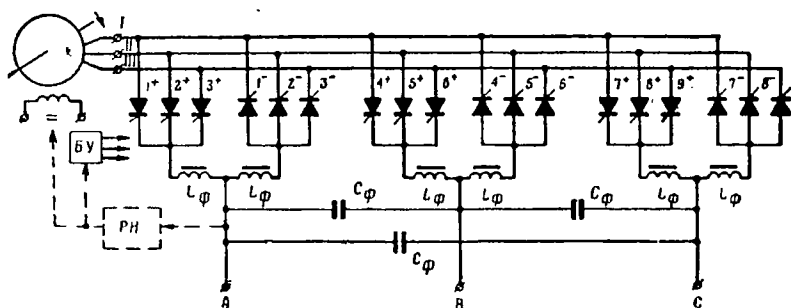


Рис. 4.11. Схема трехфазно-трехфазного преобразователя

рис. 4.12, б синусоида U_{A+} , показанная жирной линией, является общей для клапанов $1+$, $2+$, $3+$ (рис. 4.11), а противофазная ей синусоида U_{A-} — общей для клапанов $1-$, $2-$, $3-$. Каждая синусоида высокой частоты также является общей для трех клапанов, присоединенных к данной входной фазе своими анодами; например, синусоида, обозначенная на рис. 4.12, б римской цифрой I , является общей для клапанов $1+$, $4+$ и $7+$. Аналогично противофазная ей синусоида IV оказывается общей для клапанов всех трех групп отрицательной полярности, присоединенных к данной входной фазе своими катодами (клапаны $1-$, $4-$ и $7-$).

На рис. 4.12, а показаны синусоиды трех фазовых входных напряжений e_a , e_b , e_c . Точки их пересечения определяют моменты естественного отпирания клапанов (т. е. при $\alpha=0$). Относительно этих моментов отсчитываются углы управления соответствующих клапанов.

На рис. 4.12, в и г указанным выше способом построены кривые двух фазовых напряжений U_{Ao} и U_{Bo} . При этом принято, что токи всех групп непрерывны и что каждая группа клапанов работает только при формировании соответствующей полуволны напряжения (в действительности эти допущения противоречивы, так как первое из них означает, что в

цепи каждой группы вентиля имеется достаточно большая индуктивность, а второе предполагает работу преобразователя при чисто активной нагрузке).

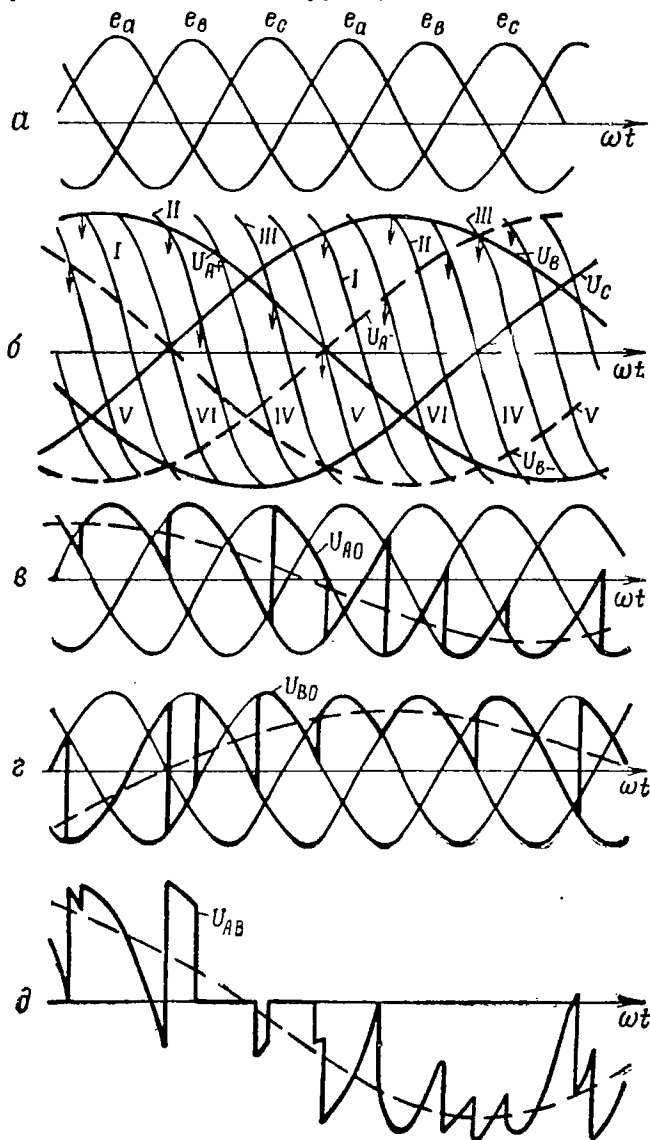


Рис. 4.12. Кривые фазовых и линейных напряжений

Другим важным допущением при рассмотрении работы преобразователя на рис. 4.12 (как и раньше для трехфазно-однофазного преобразователя на рис. 4.7, 4.8) является то,

что здесь не учитываются реактансы источника питания, хотя они, как уже было сказано, весьма сильно влияют на процессы в преобразователях с непосредственной связью. Их учет сильно осложнил бы проведение всех построений.

На рис. 4.12, *д* по кривым фазовых выходных напряжений U_{AO} и U_{BO} построена кривая линейного напряжения U_{AB} трехфазно-трехфазного преобразователя.

На рис. 4.12 принято, что высокочастотные и низкочастотные синусоиды имеют одинаковые амплитуды. В этом случае $\alpha_{min}=0$, диапазон изменения угла относительно его начального значения ($\alpha_{нач}=90^\circ$) наибольший ($\Delta\alpha=\alpha_{нач}-\alpha_{min}=90^\circ$) и выходное напряжение также наибольшее. Если, однако, уменьшить амплитуду всех трех низкочастотных синусоид, то α_{min} будет больше нуля и соответственно уменьшится и выходное напряжение: $\frac{U_2}{U_{2\text{ наиб}}} = \cos \alpha_{min}$.

Следует отметить, что способ построения кривых выходного напряжения, показанный на рис. 4.12, может быть использован и в практических схемах для получения управляющих импульсов в нужные моменты времени. Так, при подаче на какую-либо схему сравнения двух синусоидальных напряжений (токов), имеющих входную и выходную частоты f_1 и f_2 и соответствующие фазы (рис. 4.12, *б*), можно получить на выходе ее импульс в момент равенства (пересечения) указанных напряжений. Этот импульс после необходимого усиления может быть подан на управляющий электрод соответствующего вентиля. Данный способ позволяет также весьма просто регулировать величину выходного напряжения, для чего надо соответственно изменять амплитуду синусоид низкой частоты, подаваемых на вход схем сравнения (нуль-органов).

Как уже указывалось, для улучшения кривой выходного напряжения целесообразно увеличивать число фаз на входе преобразователя m_1 . Для этого целесообразно использовать включение тиристоров по трехфазной мостовой схеме, которая, как известно, является эквивалентной шестифазной $m_{1\text{ экв}}=6$. При этом питающая сеть и питающий генератор остаются трехфазными, в то время как при использовании обычных шестифазных схем (например, шестифазной звезды с нулевым выводом) генератор также должен быть шестифазным, причем использование его в этом случае ухудшается (либо необходим специальный трансформатор для перехода от трехфазной системы к шестифазной).

Помимо хорошего использования расчетной мощности генератора трехфазная мостовая схема позволяет также увеличить вдвое напряжение на нагрузке при сохранении прежних значений питающего напряжения и напряжения на тиристорах.

Преобразователи частоты с переменным углом управления могут быть выполнены и по другим схемам.

Исследования, проведенные в Советском Союзе и за рубежом, показали, что такие преобразователи могут с успехом применяться в системах электроснабжения летательных аппаратов. Эти системы являются весьма перспективными.

§ 4.6. СИСТЕМЫ С МОДУЛЯЦИЕЙ ЧАСТОТЫ В ГЕНЕРАТОРЕ С ПОСЛЕДУЮЩЕЙ КОММУТАЦИЕЙ МОДУЛИРОВАННОГО НАПРЯЖЕНИЯ (СХЕМА ПРОФЕССОРА БРУСКИНА Д. Э.)

На рис. 4.13 представлена принципиальная схема стабилизации частоты с помощью модуляции. Генератор Γ вра-

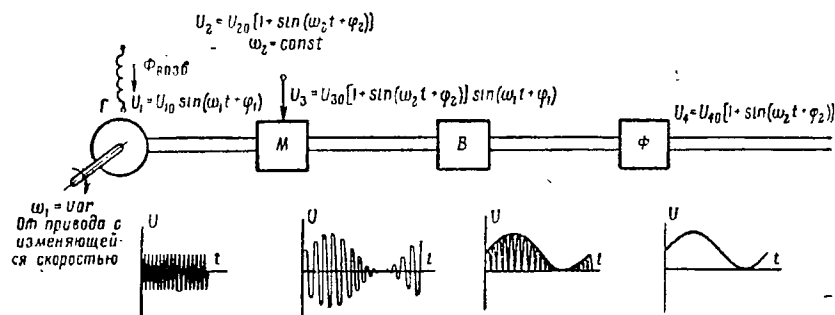


Рис. 4.13. Блок-схема стабилизации частоты генератора, вращающегося с переменной скоростью:

Γ — генератор переменной частоты; M — модулятор; B — выпрямитель; Φ — фильтр

щается со скоростью ω_1 , изменяющейся в пределах от $\omega_{1\text{min}}$ до $\omega_{2\text{max}}$. Пусть генератор дает напряжение $U_1 = U_{10} \sin(\omega_1 t + \varphi_1)$ с частотой от $f_{1\text{min}}$ до $f_{1\text{max}}$. Частоту f_1 будем называть высокой частотой.

Частота $f_{1\text{min}}$ должна быть выбрана такой, чтобы она была достаточно велика по сравнению с выходной частотой f_2 , которую нужно поддерживать стабильной. Частоту f_2 будем называть низкой частотой.

Ток высокой частоты поступает в модулятор M , в котором осуществляется модуляция тока высокой частоты по амплитуде с частотой f_2 . Модулятор M может быть выполнен по такому принципу, что мощность от источника с частотой f_2 для обеспечения модуляции может быть достаточно мала. Затем ток выпрямляется в элементе схемы B , на выходе из которого получается напряжение низкой частоты с постоянной составляющей и высшими гармоническими, кратными высокой частоте. Фильтрация высших гармонических производится фильтром Φ .

Таким образом, эта схема позволяет получить напряжение стабильной частоты независимо от изменения высокой частоты.

Описанный принцип дает возможность осуществить параллельную работу нескольких генераторов, для этого нужно их модуляторы питать от одного источника стабильной частоты.

Принципиальная схема стабилизации частоты по принципу модуляции может быть реализована различными путями. Представляет интерес схема стабилизации частоты с

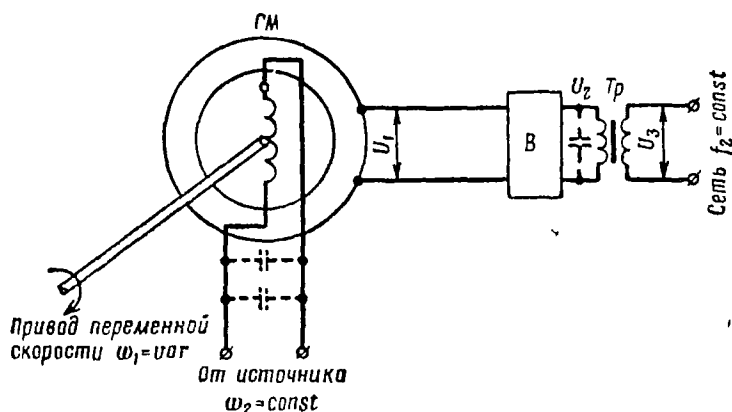


Рис. 4.14. Принципиальная схема стабилизации частоты с помощью модулятора, совмещенного с генератором высокой частоты:

ГМ — генератор-модулятор; В — выпрямитель; Тр — трансформатор

помощью трехфазного модулятора, выполненного в виде вращающегося трансформатора. Однако наиболее простой, а следовательно, и более перспективной является схема стабилизации частоты с помощью модулятора, совмещенного с генератором высокой частоты.

На рис. 4.14 показана принципиальная схема стабилизации частоты с помощью модулятора, совмещенного с генератором. Генератор-модулятор ГМ выполнен как обычный синхронный генератор, однако его обмотка возбуждения питается не постоянным током, а суммой постоянного тока и тока стабильной частоты f_2 . Благодаря этому магнитный поток ротора изменяется по закону

$$\Phi_{20} [1 + \sin(\omega_2 t + \varphi_2)]. \quad (4.4)$$

При вращении ротора ГМ со скоростью ω_1 напряжение U_1 изменяется по закону

$$U_1 = U_{10} [1 + \sin(\omega_2 t + \varphi_2)] \sin(\omega_1 t + \varphi_1). \quad (4.5)$$

Это напряжение выпрямляется выпрямителем B , фильтруется от высоких гармонических, кратных высокой частоте f_1 , и подается на первичную обмотку трансформатора Tr .

Со вторичной обмотки трансформатора в сеть снимается напряжение

$$U_s = U_{s0} \sin(\omega_s t + \varphi_2). \quad (4.6)$$

Следует отметить, что мощность, передаваемая трансформаторным путем через обмотку возбуждения, будет в значительной мере зависеть от отношения частоты вращения к частоте возбуждения $\frac{\omega_1}{\omega_2}$. Чем больше это отношение, тем меньше величина дополнительной мощности возбуждения по отношению к мощности генератора высокой частоты.

Основным принципиальным недостатком описанной модуляционной схемы стабилизации частоты (рис. 4.13 и 4.14) является наличие постоянной составляющей тока после выпрямителя. Избавиться от нее можно только путем преобразования ее в переменный ток с помощью управляемого нелинейного устройства (вентилей или механических коммутаторов). Наиболее целесообразным представляется выполнение коммутатора на тиристорах.

Для обеспечения необходимой формы кривой напряжения на выходе системы устанавливается емкостный фильтр. Габариты и вес фильтра определяются заданным коэффициентом нелинейных искажений выходного напряжения. Коэффициент нелинейных искажений определяется соотношением частоты f_2 и частоты вращения генератора f_1 , а также числом фаз генератора. Коэффициент нелинейных искажений уменьшается при увеличении скорости вращения генератора и числа фаз генератора. Чем больше отношение частоты вращения к частоте возбуждения, тем меньше коэффициент искажения формы кривой напряжения.

В системе стабилизации частоты с модуляцией в генераторе целесообразно применять в качестве основного источника электрической энергии на самолете индукторный генератор, возбуждаемый переменным током.

Возможны два варианта системы в зависимости от фазности выходного напряжения — однофазная и трехфазная. Однофазная система стабилизации частоты состоит из следующих основных элементов (рис. 4.15 и 4.16): трехфазного генератора $\Gamma \sim$, блока возбуждения Bf_2 ГПЧ, коммутатора K , состоящего из двенадцати управляемых кремниевых вентилей, блока управления $БУ$, выходного фильтра Φ , реле напряжения $РН$, системы защиты преобразователя и генератора $РЗ$.

Отдельные элементы на принципиальной схеме стабилизации частоты не развернуты, так как возможно несколько вариантов в зависимости от принципа ее действия.

На рис. 4.17 приведена блок-схема системы стабилизации частоты для трехфазной нагрузки. Генератор в этой системе практически состоит из трех отдельных генераторов, расположенных в одном корпусе, с раздельными цепями возбуждения и общим ротором. На рис. 4.18 представлена блок-схема генераторного входа. Возбудителем генераторов является генератор постоянной частоты (ГПЧ) с трехфазным выходом.

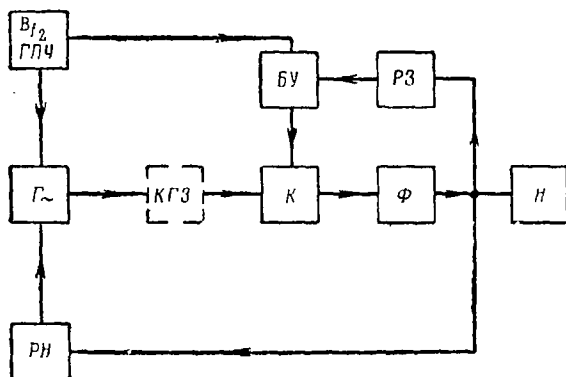


Рис. 4.15. Блок-схема системы стабилизации частоты для однофазной нагрузки:

РН — реле напряжения; *РЗ* — реле защиты; *ВГ₂* — блок возбуждения; *Г* — генератор; *КГЗ* — контактная группа защиты; *К* — коммутатор; *Ф* — фильтр; *Н* — нагрузка; *БУ* — блок управления

Схема управления преобразователями состоит из трех отдельных схем, защита системы — из трех отдельных схем, действующих на управление вентилей и на отключение отдельных генераторов.

Схема управления коммутатором должна:

- формировать прямоугольные импульсы тока управления, частота следования которых равна частоте модуляции;

- иметь достаточную величину импульсов тока для надежного открывания диодов;

- обеспечивать поочередное открывание мостов коммутатора, сдвинутое по времени на половину периода низкой частоты;

- давать возможность автоматически менять фазу управляющего сигнала в соответствии с фазой огибающей промодулированного напряжения генератора для получения минимальных искажений.

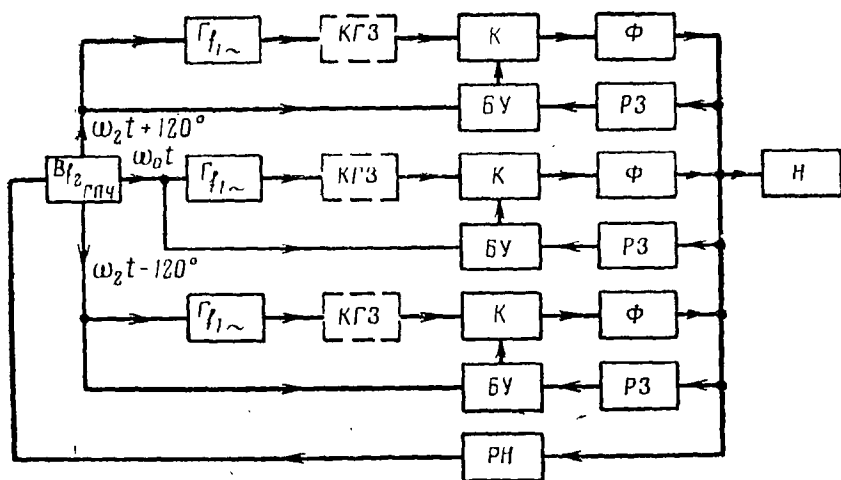


Рис. 4.17. Блок-схема системы стабилизации частоты для трехфазной нагрузки:

Bf_2 — возбудитель; Γ — генератор-модулятор; $КГЗ$ — контактная группа защиты; $К$ — коммутатор; Φ — фильтр; $Н$ — нагрузка; $БУ$ — блок управления; $РЗ$ — реле защиты; $РН$ — реле напряжения

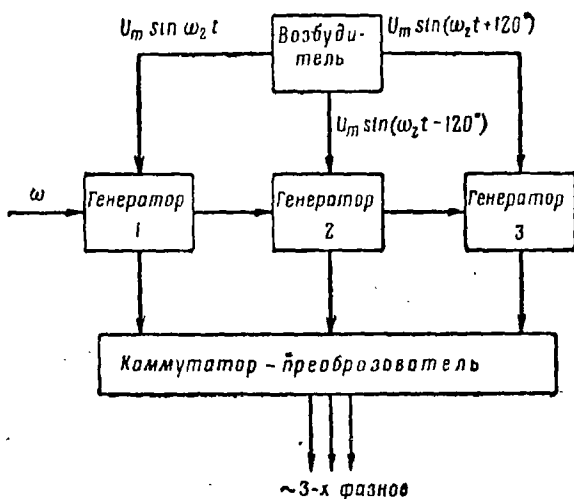


Рис. 4.18. Блок-схема генераторного входа

Блок-схема управления коммутатором приведена на рис. 4.19. Импульсы со вторичной обмотки трансформатора поступают на четырехплечий диодный мост. На выходе моста получаются импульсы отрицательной полярности, которыми производится запуск ждущего мультивибратора ЖМ. Длительность выходных импульсов ждущего мультивибратора регулируется изменением величины фазосдвигающего напряжения, поступающего с блока формирования этого напряжения. Изменение длительности импульсов характеризуется перемещением заднего фронта. За изменением заднего фронта следуют импульсы положительной полярности, получаемые на выходе дифференцирующей цепочки и обусловленные задним фронтом. Этими импульсами производится синхронизация силового мультивибратора СМ. Благодаря сдвигу синхронизирующих импульсов происходит изменение фазы прямоугольных импульсов управления коммутатором, генерируемых силовым мультивибратором.

Заслуживающей внимание в такой системе является параллельная работа генераторов. Как известно, при параллельной работе двух синхронных генераторов распределение активной мощности зависит от угла рассогласования роторов генераторов. Если, например, при параллельной работе двух однотипных синхронных генераторов одинаковой мощности ротор первого генератора опережает ротор второго генератора, то очевидно, что первый генератор берет на себя большую часть активной нагрузки, чем второй генератор. Распределение реактивной мощности для таких генераторов будет определяться величиной тока возбуждения. Большую часть реактивной нагрузки берет на себя тот генератор, ток возбуждения которого выше. Следовательно, при параллельной работе обычных синхронных генераторов перераспределение реактивных нагрузок происходит при изменении тока возбуждения.

Рассмотрим условия параллельной работы генераторов для данной схемы стабилизации частоты, выполненной по принципу модуляции. В этом случае на выходе устройства напряжение имеет частоту и фазу, строго определяемые частотой и фазой возбуждения. При условии нормальной (без перекрытий) коммутации по высокой и низкой частоте, точной настройки фильтрующей емкости внутреннее сопротивление преобразовательной схемы может быть принято как чисто активное сопротивление.

Таким образом, при параллельной работе нескольких устройств, выполненных по рассматриваемой схеме, задача сводится к исследованию режима работы генераторов переменного тока одной и той же частоты (при питании обмоток возбуждения всех генераторов от одного источника тока) с чисто активным внутренним сопротивлением. Ясно, что в этом

случае изменение напряжения на отдельных агрегатах будет приводить к перераспределению активных мощностей, т. е. работа такой схемы в некотором смысле уподобляется режиму работы генераторов постоянного тока.

Как было указано, частота и фаза выходного напряжения генератора определяются только частотой и фазой возбуждения (при заданной настройке схемы агрегата) и поэтому при питании отдельных агрегатов от одного и того же источника возбуждения возможность появления качаний или выпадения из синхронизма полностью исключается.

Система при любом изменении скорости вращения приводного двигателя является устойчивой и ведет себя при работе, как несколько генераторов с абсолютно одинаковыми частотами и жестко фиксированными по отношению друг к другу фазами.

В случае расстройки фильтрующей емкости или отсутствия нормальной коммутации внутреннее сопротивление агрегата может отличаться от чисто активного, но это не меняет все предыдущие положения о параллельной работе такой схемы. При таких условиях изменится лишь характер изменения реактивной и активной составляющей токов при изменении напряжения возбуждения и его фазы.

При параллельной работе рассматриваемых устройств одинаковой мощности в реальных условиях практически целесообразно получить равномерное распределение активной мощности, что может быть легко выполнено путем включения автоматических регуляторов, реагирующих на величину тока возбуждения генераторов.

Рассмотренные выше системы стабилизации частоты показывают, что имеется реальная возможность создания преобразовательной системы электроснабжения самолета переменным током стабильной частоты на кремниевых управляемых вентилях, которая способна удовлетворить требованиям, предъявляемым к авиационным системам энергоснабжения.

Все три рассмотренных принципа осуществления такой системы — выпрямление с последующим инвертированием (первая система), использование переменного угла зажигания (вторая система) и модуляция напряжения в генераторе с последующей коммутацией (третья система) — могут быть положены в основу разработки вполне работоспособной системы электроснабжения.

При анализе систем необходимо остановиться на следующих основных их особенностях и показателях:

1. Основной особенностью второй системы является возможность обмена реактивной мощностью между генератором и нагрузкой. Этой возможностью не обладают ни первая, ни третья системы, которые имеют явное или скрытое звено

постоянного тока в системе преобразования частоты. Следует сказать, что имеется возможность обеспечить обмен реактивной мощностью и в третьей системе, однако при этом потребуются значительно усложнить схему управления преобразователя, лишив при этом систему основного ее преимущества — простоты схемы преобразователя-коммутатора.

Возможность обмена реактивной мощностью между генератором и нагрузкой является до некоторой степени преимуществом второй системы, однако не следует считать, что наличие такой возможности является необходимым требованием к любой системе. Как в первой, так и в третьей системе можно обеспечить генерирование реактивной мощности вне генератора за счет элементов схемы самого преобразователя. В этом случае можно обеспечить достаточно хорошую форму кривой и необходимое регулирование напряжения на выходе системы при активно-индуктивной нагрузке в заданном диапазоне изменения $\cos \varphi$ нагрузки. Некоторое усложнение схемы преобразователя компенсируется при этом облегчением режима работы генератора и заметным уменьшением его кажущейся мощности, габаритов и веса.

2. Во всех трех рассмотренных системах первичным источником электрической энергии является синхронный генератор с переменной скоростью вращения, приводимый в движение валом первичного двигателя.

Однако по своей конструкции и параметрам генераторы, используемые в каждой системе, принципиально отличаются друг от друга. В системе с выпрямлением и инвертированием (первая система) может быть использован любой трехфазный генератор с электромагнитным возбуждением и переменной частотой. Среднее значение частоты генератора может быть выбрано исходя только из условий оптимальной конструкции самого генератора. Генератор в этом случае должен быть рассчитан на работу с выпрямительным блоком. Следует учитывать, что в варианте, где генератор работает на управляемый выпрямительный блок, расчетная мощность генератора должна превышать активную мощность, потребляемую нагрузкой, в 1,5—2 раза в зависимости от необходимой глубины регулирования, осуществляемой в выпрямительном блоке. В такой системе может быть осуществлен также отбор мощности генератора до выпрямителя для питания части нагрузки напряжением нестабильной частоты. Отсутствие специальных требований к генератору позволяет использовать первую систему с любым серийным генератором переменного тока, что является существенным преимуществом этой системы. Для второй и третьей систем необходимо применять специальные генераторы.

Для второй системы необходим трехфазный генератор с электромагнитным возбуждением, рассчитанный на диапазон

частот от 1600 до 3200 гц. Применение генераторов более высокой частоты, что было бы желательным для получения лучшей формы кривой напряжения, в данной схеме неприемлемо, так как имеющиеся в настоящее время кремниевые управляемые вентили с временем восстановления 25—35 мсек работают неудовлетворительно в режиме инвертирования на более высоких частотах. Генератор должен быть рассчитан на повышенную мощность с учетом его работы на преобразователь частоты. Кроме того, генератор должен иметь по возможности малый реактанс. Как показали расчеты, сверхпереходной реактанс генератора X_d'' не должен быть более 0,2.

Для третьей системы также требуется применение специального генератора, который для однофазной системы должен представлять собой трехфазный генератор повышенной переменной частоты (3500—7000 гц) с обмоткой возбуждения, рассчитанной на питание переменным током частотой 400 гц. Реактанс генератора должен быть минимальный и не более 0,1. Для трехфазной системы генератор должен состоять из трех подобных независимых генераторов, объединенных в единую конструкцию.

Обмотки возбуждения трех генераторов должны питаться токами, сдвинутыми по фазе на 120° , для чего потребуются специальный трехфазный генератор постоянной частоты.

3. Во всех трех системах преобразование частоты осуществляется с помощью силовых кремниевых управляемых вентилях. Однако условия их работы и установленная мощность для этих систем отличаются друг от друга.

Для второй системы необходимо использовать восемнадцать вентилях. К вентилям, используемым в этой системе, должны быть предъявлены высокие требования с точки зрения их частотных свойств, так как они должны обеспечить работу в инверторном режиме при частоте до 3200 гц.

Для первой системы могут быть использованы шесть неуправляемых и двенадцать управляемых вентилях.

Для третьей системы в однофазном варианте потребуются двенадцать управляемых вентилях. Следует указать, что режим их работы будет более легкий, чем во второй системе, так как управление ими осуществляется с частотой 400 гц. Высокая несущая частота при этом вызывает некоторое увеличение потерь в вентилях и ухудшает их температурный режим. В трехфазном варианте потребуются 36 управляемых вентилях, но мощность системы увеличится соответственно в три раза. Следует указать, что во второй и третьей системах вентили работают при повышенной частоте, что особенно важно во второй системе, где работа осуществляется в инверторном режиме. В первой системе инверторный режим работы происходит при частоте 400 гц. Работа управляемых

вентилей в инверторном режиме при такой частоте протекает удовлетворительно.

4. Весовые показатели системы определяются главным образом весовыми параметрами генераторов, кремниевых управляемых вентилей с радиаторами и фильтров.

5. Наиболее простой является схема управления третьей системы. Однако для ее работы необходим достаточно мощный возбудитель, стабилизированный по частоте, в то время как для работы первой и второй систем можно ограничиться только маломощным генератором постоянной частоты, обеспечивающим стабилизацию частоты этих систем. Точность стабилизации частоты всех систем будет определяться точностью работы этого задающего генератора, который может обеспечить заданные требования к стабильности частоты.

ГЛАВА 5

СТАБИЛИЗАЦИЯ НАПРЯЖЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

§ 5.1. СПОСОБЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ НАПРЯЖЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

Для нормальной работы потребителей и осуществления параллельной работы напряжение на зажимах генератора на всех режимах эксплуатации, т. е. при переменной скорости вращения и различной нагрузке, должно оставаться постоянным, равным номинальному значению. Задачу стабилизации напряжения выполняет автоматический регулятор напряжения.

Специфические условия, в которых находятся и работают на летательных аппаратах электрические генераторы и их автоматические регуляторы, оказывают существенное влияние на характер процессов, происходящих при стабилизации напряжения. Наиболее существенной особенностью с точки зрения стабилизации напряжения генераторов является то, что они приводятся во вращение авиационными двигателями, скорость вращения которых при изменениях режима работы и высоты полета изменяется в широких пределах (от 1—2 до 1—4). Это обстоятельство вызывает необходимость использовать такие регуляторы, которые способны поддерживать постоянное напряжение генераторов в широких диапазонах изменения нагрузки и скорости вращения.

Все известные авиационные регуляторы напряжения поддерживают напряжение на зажимах генератора посредством воздействия на ток возбуждения генератора. Для этого последовательно с обмоткой возбуждения генератора включается специальное регулировочное сопротивление $r_{доб}$, при изменении величины которого меняется общее сопротивление цепи возбуждения, а следовательно, и сила тока возбуждения (рис. 5.1).

Изменение регулировочного сопротивления производится импульсным (вибрационным) и реостатным способами.

Импульсный (вибрационный) способ основан на применении вибрационного регулятора, одним из основных элементов которого являются вибрирующие контакты. Практически это достигается тем, что в цепь возбуждения вводится добавочное сопротивление, а параллельно ему или обмотке возбуждения включаются контакты. Контакты посредством специального устройства приводятся в состояние вибрации и, следовательно, принудительно замыкаются и размыкаются с определенной частотой. Устройство позволяет изменять со-

отношение между временем замкнутого и разомкнутого состояния контактов.

На импульсном способе регулирования основан и регулятор напряжения на полупроводниковых приборах.

Все полупроводниковые регуляторы работают по принципу широтно-импульсной модуляции, сущность которой заключается в изменении времени замкнутого состояния ключа, присоединяющего обмотку возбуждения генератора к источ-

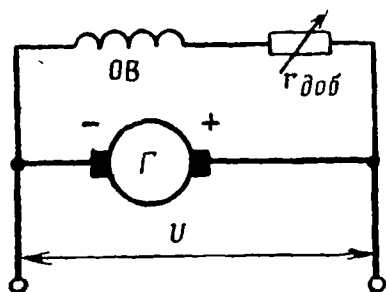


Рис. 5.1. Схема последовательного включения регулировочного сопротивления

нику питания. Функции ключа выполняют транзисторы, работающие в режиме переключения, тиристоры (КУВ и УД) и магнитные усилители с прямоугольной петлей гистерезиса.

Реостатный способ состоит в том, что в цепь обмотки возбуждения вводится реостат, сопротивление которого автоматически изменяется плавно (как в регуляторе угольного типа) или ступенчато (как в регуляторе ступенчатого типа) с помощью специального устройства.

Раньше подавляющее большинство авиационных генераторов работало с регуляторами напряжения, снабженными вибрирующими контактами (вибрационными регуляторами). В последующем в связи с увеличением установленной мощности генераторов получили большое распространение угольные регуляторы. В последние годы начали применять регуляторы напряжения на полупроводниковых приборах.

§ 5.2. РЕГУЛИРОВАНИЕ НАПЯЖЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ ВИБРИРУЮЩИХ КОНТАКТОВ

Существуют две основные схемы включения контактов. По одной из схем контакты шунтируют добавочное сопротивление, включенное последовательно с обмоткой возбуждения

(рис. 5.2), а по другой — контакты включаются параллельно обмотке возбуждения (рис. 5.3).

В случае включения контактов по первой схеме установившийся ток возбуждения при длительном замыкании их определяется сопротивлением обмотки возбуждения $R_b = r_b$, а длительном размыкании — сопротивлением $R_b = r_b + r_d$.

При вибрации контактов, когда непрерывно следуют их замыкания и размыкания, ток возбуждения не успевает достигнуть установившихся значений, соответствующих упомянутым выше предельным значениям сопротивлений цепи воз-

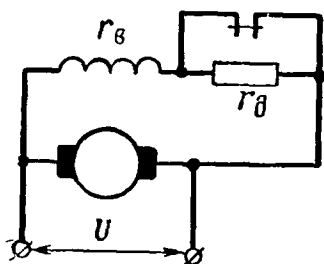


Рис. 5.2. Схема включения вибрирующих контактов регулятора напряжения, в которой они шунтируют добавочное сопротивление, включенное последовательно с обмоткой возбуждения

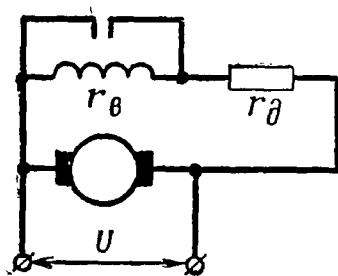


Рис. 5.3. Схема включения вибрирующих контактов регулятора напряжения параллельно обмотке возбуждения

буждения, и пульсирует около некоторого среднего значения. Установившееся значение тока возбуждения определяется так называемым эффективным сопротивлением цепи возбуждения, величина которого зависит от соотношения времени замкнутого и разомкнутого состояния контактов.

Аналогичная картина получается и в случае включения контактов по второй схеме, только здесь при разомкнутом их состоянии $R_b = r_b + r_d$, а при замкнутом, когда переходное сопротивление контактов весьма мало, сопротивление цепи возбуждения можно условно принять $R_b = \infty$, поскольку ток возбуждения $I_b = 0$.

Если обе схемы включения контактов (рис. 5.2 и 5.3) объединить, то получится схема так называемого двухступенчатого вибрационного регулятора с тремя контактами (один из них общий). Ясно, что в двухступенчатом регуляторе при прочих равных условиях степень регулирования сопротивления больше, чем в одноступенчатом.

Напряжение генератора при вибрации контактов также пульсирует около некоторого среднего значения (рис. 5.4).

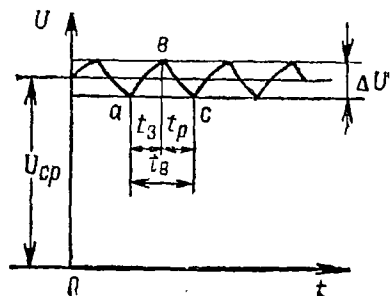
Режим работы вибрирующих контактов характеризуется значениями относительной замкнутости τ_z и относительной разомкнутости контактов τ_p .

Относительная замкнутость контактов — отношение времени замкнутого состояния к периоду вибрации

$$\tau_z = \frac{t_z}{t_z + t_p},$$

а относительная разомкнутость — отношение времени разомкнутого состояния к периоду вибрации

$$\tau_p = \frac{t_p}{t_z + t_p}.$$



Отсюда следует, что $\tau_z + \tau_p = 1$.

Амплитуда пульсаций тока и напряжения зависит от частоты вибрации, электромагнитных параметров генератора, режима его работы, а также относительной замкнутости контактов.

Среднее значение тока возбуждения I_{ncp} при стационарном режиме определяется средними значениями напряжения U_{cp} и сопротивления цепи возбуждения.

Среднее значение сопротивления цепи возбуждения $R_{вcp}$ для схемы, приведенной на рис. 5.2, может быть получено следующим образом:

$$R_{вcp} = \frac{r_v t_z + (r_v + r_d) t_p}{t_z + t_p} = r_v + r_d \frac{t_p}{t_z + t_p} = r_v + r_d \tau_p.$$

Величина $r_d \tau_p$ имеет различное значение при разных соотношениях времени замкнутого и разомкнутого состояния контактов и является тем регулируемым элементом сопротивления, которое в сумме с неизменной частью сопротивления цепи возбуждения устанавливает необходимое для данного режима работы среднее значение тока возбуждения, равное

$$I_{вcp} = \frac{U_{cp}}{r_v + r_d \tau_p}.$$

Следовательно, среднее значение сопротивления цепи возбуждения определяется величиной добавочного сопротивле-

ния $r_{доб}$ и относительной разомкнутостью контактов τ_p и растет с увеличением последней.

При работе регулятора напряжения относительная разомкнутость контактов τ_p изменяется от нуля при минимальной скорости и максимальной нагрузке до $\tau_p=1$ при максимальной скорости и холостом ходе.

При $\tau_p=0$ ток возбуждения имеет максимальное значение

$$I_{в\max} = \frac{U}{r_v},$$

а при $\tau_p=1$ минимальное значение

$$I_{в\min} = \frac{U}{r_v + r_{доб}}.$$

Относительная разомкнутость контактов для каждого момента времени может быть определена графически по характеристике холостого хода.

§ 5.3. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ВИБРАЦИОННОГО РЕГУЛЯТОРА НАПЯЖЕНИЯ

Принципиальная схема устройства вибрационного регулятора напряжения, работающего на принципе электромагнитного прерывателя, показана на рис. 5.5. Один контакт устройства — неподвижный, а второй — связан с якорем

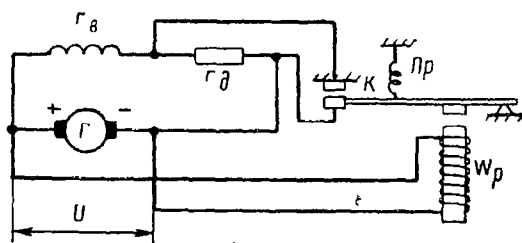


Рис. 5.5. Принципиальная схема устройства вибрационного регулятора напряжения

электромагнита и перемещается вместе с ним. Обмотка электромагнита располагается на сердечнике и включается на напряжение генератора. Пружина $Пр$ противодействует силе электромагнитного притяжения якоря к сердечнику и при отсутствии тока в обмотке электромагнита удерживает контакты в замкнутом состоянии.

Процесс автоматического регулирования происходит следующим образом. Регулятор настраивается на определенное напряжение $U_{наст}$, которое он должен поддерживать постоянным. Когда напряжение генератора меньше $U_{наст}$ (вслед-

ственные изменения скорости вращения или нагрузки генератора), сила пружины превышает силу притяжения электромагнита, при этом контакты регулятора находятся в замкнутом состоянии, т. е. обмотка возбуждения практически находится под полным напряжением генератора. Это вызывает увеличение тока возбуждения и, следовательно, напряжения генератора. По мере увеличения напряжения ток в обмотке электромагнита возрастает и увеличивается сила его притяжения; когда она становится больше силы пружины, якорь притягивается к сердечнику, контакты размыкаются и в цепь возбуждения включается сопротивление r_d . Напряжение ге-

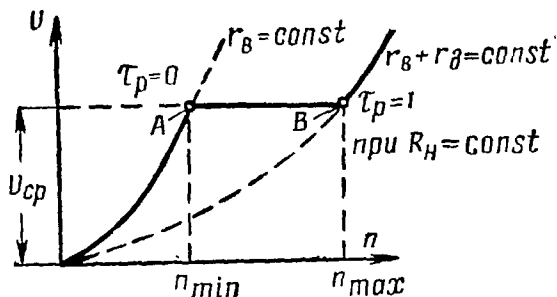


Рис. 5.6. Характеристики самовозбуждения генератора при наличии регулятора напряжения

нератора снижается, уменьшается сила притяжения электромагнита и под действием пружины контакты замыкаются. При этом вновь уменьшается сопротивление цепи возбуждения, напряжение генератора снова возрастает и процессы размыкания и замыкания контактов повторяются, следуя друг за другом с определенной частотой, в результате чего устанавливаются пульсации напряжения генератора около среднего значения, равного $U_{\text{наст}}$.

При увеличении скорости вращения генератора для поддержания напряжения неизменным ток возбуждения при постоянной нагрузке должен быть уменьшен. Это выполняется регулятором, автоматически посредством увеличения τ_p .

Характеристика самовозбуждения генератора [зависимость $U=f(n)$], работающего с автоматическим регулятором напряжения, изображена на рис. 5.6. Точка A на характеристике соответствует началу работы регулятора $\tau_p=0$, а точка B — верхнему пределу его работы, при котором $\tau_p=1$. Влево от точки A и вправо от точки B напряжение генератора изменяется по кривым самовозбуждения (в одном случае при сопротивлении в цепи возбуждения, равном r_B , а во втором — r_B+r_d). Практически для надежной устойчивой работы регулятора подбирать его параметры следует так,

чтобы при нижнем пределе скорости вращения генератора $\tau_p = 0,15$, а при верхнем $\tau_p = 0,85$.

Настройку регулятора на определенное напряжение можно производить тремя способами: электрическим, механическим и магнитным.

Электрический способ заключается в изменении сопротивления цепи рабочей обмотки регулятора путем изменения сопротивления специального реостата, включенного в эту цепь (увеличение этого сопротивления вызывает соответственно увеличение $U_{\text{наст}}$).

Механический способ заключается в изменении натяжения пружины (увеличение натяжения пружины ведет к увеличению $U_{\text{наст}}$).

Магнитный способ предусматривает возможность изменения сопротивления магнитной цепи; обычно это осуществляется изменением величины воздушного зазора между сердечником и якорем электромагнита.

При детальном анализе можно установить, что амплитуда пульсаций напряжения во время работы регулятора напряжения зависит от целого ряда факторов: среднего напряжения $U_{\text{ср}}$, тока возбуждения $I_{\text{вср}}$, постоянной времени возбуждения машин, частоты вибраций, сопротивлений $r_{\text{в}}$ и $r_{\text{д}}$.

Амплитуда пульсаций равна

$$\delta U = \frac{\Delta U_{\text{э}}}{T_{\text{в}}} \tau_{\text{э}} \frac{1}{f_{\text{в}}},$$

где $f_{\text{в}} = \frac{1}{t_{\text{в}}}$ — частота вибраций контактов.

Частота вибраций и амплитуда меняются в зависимости от скорости вращения и для каждого режима разные.

При разомкнутом и замкнутом состоянии контактов частота вибраций равна нулю. В какой-то точке она достигает максимального значения. В современных регуляторах напряжения частота вибраций находится в пределах 90—140 гц.

Для увеличения частоты вибрации контактов, а следовательно и уменьшения амплитуды пульсации напряжения, последовательно с рабочей обмоткой регулятора включают ускоряющее сопротивление.

§ 5.4. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА РЕГУЛЯТОРА НАПРЯЖЕНИЯ С УСКОРЯЮЩИМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ И ВЫРАВНИВАЮЩЕЙ ОБМОТКОЙ

Принципиальная схема регулятора напряжения с ускоряющим сопротивлением и выравнивающей обмоткой представлена на рис. 5.7.

Для увеличения частоты вибрации контактов последовательно с рабочей обмоткой регулятора W_p включается часть

добавочного ускоряющего сопротивления r_y . Такая схема широко применяется в современных регуляторах напряжения.

При замыкании контактов рабочая обмотка регулятора включается на полное напряжение генератора (если пренебречь падением напряжения от тока этой обмотки в сопротивлении r_y), при размыкании контактов она оказывается под напряжением генератора за вычетом падения напряжения в сопротивлении r_y . Если пренебречь током рабочей обмотки регулятора, протекающим в сопротивлении r_y , то напряжение на ней при размыкании контактов будет равно

$$U_p = U_{\text{ген}} - r_y(I_B + I_{\text{ш}}).$$

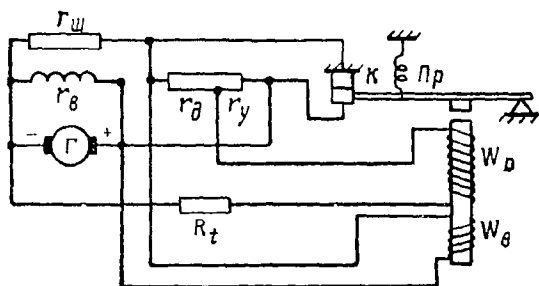


Рис. 5.7. Принципиальная схема регулятора напряжения с ускоряющим сопротивлением и выравнивающей обмоткой

Быстрое снижение напряжения на обмотке регулятора вызывает такое же уменьшение магнитного потока и, следовательно, более быстрое замыкание контактов, т. е. увеличение частоты вибрации.

В регуляторах напряжения с ускоряющим сопротивлением регулируемое напряжение не остается строго постоянным, а заметно возрастает с ростом скорости вращения генератора. Появляется так называемый статизм регулирования. Разница в напряжениях при минимальной и максимальной скоростях в этом случае может достигать 0,75—1,0 в.

Кривая самовозбуждения генератора при наличии ускоряющего сопротивления в регуляторе напряжения приведена на рис. 5.8. На этом рисунке ΔU — величина статизма регулирования.

Появление статизма объясняется тем, что с ростом скорости вращения генератора растет время, в течение которого ток возбуждения протекает по ускоряющему сопротивлению r_y . Поэтому возрастает и влияние дополнительного падения напряжения в цепи рабочей обмотки регулятора. На первый взгляд кажется, что с ростом скорости вращения, т. е. при

уменьшении тока возбуждения, падение напряжения на сопротивлении r_y должно уменьшиться и, следовательно, напряжение на выходе должно быть меньшим. Однако это не совсем так. Ток возбуждения действительно уменьшается, а падение напряжения на сопротивлении r_y возрастает за счет увеличения времени включения сопротивления r_y .

Сопротивление r_y так же, как и r_d , шунтируется контактами регулятора напряжения, и их абсолютные значения в данный момент времени будут зависеть от времени замкнутого и разомкнутого состояния контактов.

Для устранения статизма регулирования в регуляторе напряжения добавляется еще одна так называемая компенсационная, или выравнивающая, обмотка W_v (рис. 5.7). Эта обмотка, включенная последовательно в цепь возбуждения генератора, находится на остоле электромагнита регулятора напряжения и намотана так, что ее ампер-витки или намагничивающая сила действуют противоположно ампер-виткам рабочей обмотки. С ростом скорости вращения генератора его ток возбуждения, а следовательно, и размагничивающее действие выравнивающей обмотки уменьшаются, при этом регулируемое напряжение также будет уменьшаться. Соответствующим подбором числа витков выравнивающей обмотки можно полностью уничтожить статизм характеристик генератора, вызванный действием ускоряющего сопротивления.

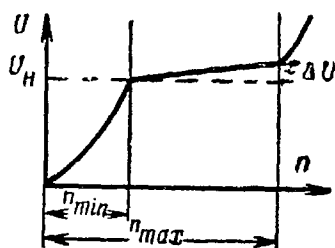


Рис. 5.8. Кривая самовозбуждения генератора при наличии ускоряющего сопротивления в регуляторе напряжения

§ 5.5. УСЛОВИЯ РАБОТЫ КОНТАКТОВ РЕГУЛЯТОРА НАПЯЖЕНИЯ

Контакты регулятора напряжения работают в тяжелых условиях. Они подвергаются химическим, электрическим и механическим воздействиям, вызывающим соответствующие разрушения.

Химическое разрушение контактов сводится к их окислению (коррозии), созданию пленки, увеличивающей переходное сопротивление иногда до таких пределов, при которых становится невозможной работа регулятора. Непрерывное замыкание и размыкание контактов вызывают в этом случае электрические разряды, проявляющиеся в виде искрения.

Электрическое разрушение (эрозия) состоит в переносе металла с одного контакта на другой, при этом на

одном из них образуется углубление в виде кратера, а на другом — нарост металла в виде бугорка или иглы. Это может привести к искрению и короткому замыканию контактов. При прохождении тока значительной величины возможно даже их спекание. Чтобы контакты в меньшей степени подвергались эрозии, их выполняют из тугоплавких и плохо окисляющихся материалов, обычно из вольфрама или серебра.

Электрическая эрозия зависит от величины тока и напряжения на контактах. Влияние величины тока и напряжения на процесс эрозии характеризуется так называемой разрывной мощностью контактов (произведение тока, проходящего через контакты в конце периода замкнутого их состояния, на напряжение, появляющееся на контактах в начале их размыкания). Уменьшение ее уменьшает эрозию контактов и увеличивает надежность работы вибрационного регулятора. Для вибрационных самолетных регуляторов максимально допустимое значение разрывной мощности контактов не должно превышать 150 *ва*. Применение сопротивления $r_{ш}$ (рис. 5.7), шунтирующего обмотку возбуждения, позволяет снизить разрывную мощность контактов. Для уменьшения ее контакты регулятора часто шунтируют емкостью.

Ограничение величины разрывной мощности контактов не позволяет применять вибрационные регуляторы напряжения для генераторов, ток возбуждения которых превышает 2 *а*. Для генераторов большей мощности (ток возбуждения больше 2 *а*) приходится применять регуляторы напряжения реостатного типа или регуляторы на полупроводниковых приборах.

Механическое разрушение заключается прежде всего в износе контактов, зависящем от давления на них и частоты вибрации. Большое контактное давление вызывает разрушение наростов металла, образующихся в результате электрической эрозии. При чрезмерно большом давлении контакты могут полностью разрушиться.

Указанные тяжелые условия работы контактов регулятора напряжения и их разрушение в результате действия этих условий требуют тщательного контроля за состоянием контактов в процессе эксплуатации.

§ 5.6. РЕГУЛЯТОР НАПЯЖЕНИЯ РЕОСТАТНОГО ТИПА С ПЛАВНЫМ ИЗМЕНЕНИЕМ СОПРОТИВЛЕНИЯ

К регуляторам напряжения реостатного типа с плавным изменением сопротивления относится угольный регулятор, имеющий в качестве регулирующего сопротивления цепи возбуждения контактный реостат.

Принцип действия контактного реостата заключается в том, что электрическое сопротивление, получаемое от соприкосновения двух или нескольких наложенных друг на друга пластин, зависит от механической силы, с которой они прижимаются друг к другу. При одном и том же токе, проходящем по такому реостату, сопротивление последнего уменьшается с увеличением силы сжатия пластин и увеличивается с уменьшением ее.

Практически такие контактные реостаты выполняются в виде столба, состоящего из ряда положенных друг на друга дисков или шайб из специального сорта угля. В большинстве случаев угольные столбы современных регуляторов состоят из 40—70 шайб (диаметром $5 \times 11 \div 10 \times 20$ мм, толщиной 0,5—1 мм), выполненных из электрографитированного угля. Угольный столб помещается в фарфоровую трубку, снабженную металлическим кожухом с ребрами для улучшения условий охлаждения столба.

Экспериментальные исследования Ю. Я. Юрова [Ленинградский электротехнический институт им. В. И. Ульянова (Ленина)] показали, что сопротивление угольного столба зависит от следующих величин:

$$r_c = \frac{kn}{S^{\frac{1}{3}} p^{\frac{2}{3}}},$$

где r_c — общее сопротивление столба;
 k — множитель пропорциональности;
 n — число шайб или пластин в столбе;
 S — площадь поверхности шайбы;
 p — удельное давление в столбе.

Как видно из формулы, сопротивление угольного столба r_c обратно пропорционально величине $S^{\frac{1}{3}}$, а не просто величине S , как это следовало бы ожидать согласно известному выражению для сопротивления проводника. Это можно объяснить тем, что из-за имеющихся неровностей шайб (пластин) соприкосновение между ними происходит не по всей площади S , а лишь по части ее.

Сопротивление угольного столба r_c зависит также от величины силы тока, протекающего через него. Чем больше сила тока, тем больше температура угольного столба и тем, следовательно, меньше r_c .

Свойство угольного столба менять свое сопротивление при изменении силы сжатия шайб (пластин) широко используется в различных электрических регулирующих устройствах. На рис. 5.9 показана кривая зависимости сопротивления угольного столба r_c высотой 100 мм (набранного из угольных шайб диаметром 18×10 мм, толщиной 0,5 мм) от силы сжатия шайб.

Из рисунка видно, что сопротивление r_c угольного столба резко уменьшается с увеличением силы сжатия F .

У авиационных регуляторов напряжения в режиме нормальной работы максимальное сопротивление угольного столба обычно не превышает 100 ом. Давление на столб изменяется от нескольких граммов до 2—7 кг. Деформация столба (уменьшение его длины) под действием этого давления равна 0,25—0,35 мм. Минимальное сопротивление угольного столба регуляторов на-

пряжения для мощных генераторов обычно составляет 0,15÷0,8 ом.

Электрические свойства угольных контактных сопротивлений более правильно характеризовать зависимостью падения напряжения в угольном столбе от силы сжатия.

Контактный угольный реостат автоматического регулятора напряжения включается последовательно с обмоткой возбуждения генератора, и пределы требуемого изменения падения напряжения в нем могут быть определены, если известны значения тока возбуждения

$I_{в\min}$ и $I_{в\max}$ и сопротивление обмотки возбуждения r_v генератора. Тогда пределы изменения падения напряжения на угольном столбе соответственно равны:

$$U_{y\max} = U - I_{в\min} r_v; \quad U_{y\min} = U - I_{в\max} r_v.$$

§ 5.7. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА УСТРОЙСТВА УГОЛЬНОГО РЕГУЛЯТОРА НАПЯЖЕНИЯ

Самолетный угольный регулятор напряжения состоит из трех основных частей (рис. 5.10): угольного столба, электромагнита, противодействующей пружины.

Угольный столб включен в цепь возбуждения генератора. Нажатие на него осуществляет пружина *Пр*.

Электромагнит — броневого типа. Подвижной якорь его выполнен в виде сплошной шайбы или толстой пластины из мягкого железа. Якорь жестко связан с пружиной *Пр*. Обычно с якорем соединена не одна, а несколько пружин.

Чтобы добиться нелинейной зависимости силы нажатия пружины от перемещения, что очень важно для получения аstaticкой характеристики регулирования, противодействующая пружина выполняется в виде ряда тонких пластин, постепенно вступающих в действие (рис. 5.11).

В угольных регуляторах напряжения обычно подбирают характеристики электромагнита и пружины такими, чтобы регулятор начинал выполнять функцию регулирования по

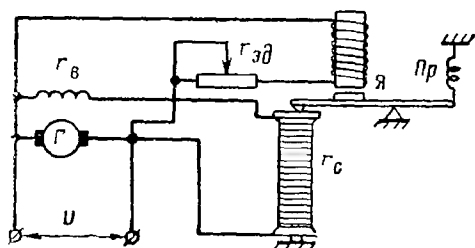


Рис. 5.10. Схема включения угольного регулятора напряжения

достижении заданной величины напряжения генератора и при дальнейшем повышении его.

Электромагнит осуществляет притяжение якоря Я, расположенного на рычаге нажимного устройства. Обмотка электромагнита присоединяется к зажимам генератора через добавочное сопротивление $\Gamma_{эд}$. Это сопротивление дает возможность изменять величину регулируемого напряжения в некоторых пределах. При увеличении напряжения под действием силы притяжения электромагнита, направленной против усилия пружины, угольный столб разжимается и сопротивление его увеличивается, что приводит к уменьшению тока возбуждения и соответственно к ограничению повышения напряжения. Сопротивление угольного столба изменяется в результате изменения сил, действующих на него, а изменение этих сил происходит вследствие изменения положения якоря электромагнита.

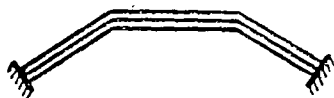


Рис. 5.11. Противодействующая пружина в угольном регуляторе напряжения

Якорь электромагнита находится под воздействием трех сил: силы притяжения электромагнита F_a , силы пружины F_p и силы реакции угольного столба F_c . Причем силы притяжения электромагнита и реакции угольного столба направлены в сторону, противоположную усилию пружины.

Следовательно, якорь электромагнита будет находиться в состоянии покоя только в том случае, если наступает равно-

весне всех действующих на него сил, т. е. при выполнении следующего условия:

$$F_{\text{п}} - F_{\text{з}} - F_{\text{с}} = 0.$$

Нарушение этого условия приводит к перемещению якоря в направлении действия суммарной равнодействующей силы до тех пор, пока не наступит новое равновесие сил.

Когда напряжение генератора равно нулю или мало, на угольный столб давит полная сила пружины. Сопротивление столба, а следовательно, и сопротивление цепи возбуждения при этом минимальны.

При повышении напряжения генератора сила притяжения электромагнита увеличивается. Это приводит к нарушению равновесия сил, действующих на якорь регулятора. Якорь приближается к сердечнику электромагнита. При этом давление пружины на угольный столб уменьшается, а его сопротивление увеличивается. Увеличение сопротивления столба уменьшает ток возбуждения, в результате чего напряжение генератора понижается. Когда оно достигнет заданной величины, якорь остановится в новом положении, соответствующем равновесию действующих на него сил. В новом положении якоря при том же напряжении сила электромагнита несколько больше вследствие уменьшения воздушного зазора, при этом она уравнивается большей силой пружины из-за увеличения прогиба ее.

При понижении напряжения генератора ниже заданной величины сила притяжения электромагнита уменьшится, что также приводит к нарушению равновесия сил, действующих на якорь. В данном случае сила пружины больше силы электромагнита, и якорь регулятора будет перемещаться вверх, увеличивая давление на угольный столб. Вследствие этого сопротивление угольного столба уменьшится, ток возбуждения увеличится, а напряжение генератора повысится до заданного значения. При этом якорь электромагнита займет новое положение, соответствующее равновесию действующих на него сил. В новом положении сила электромагнита при том же напряжении уменьшится из-за увеличения воздушного зазора, но при этом уменьшится и сила пружины, так как она будет иметь меньший прогиб.

Из сказанного следует, что каждому режиму работы генератора в зависимости от требуемого сопротивления угольного столба соответствует вполне определенное положение якоря электромагнита.

Зависимость силы $F_{\text{з}}$ электромагнита от перемещения x якоря регулятора и напряжения на зажимах генератора называется электромагнитной характеристикой, а зависимость регулирующей механической силы $F_{\text{м}} = F_{\text{п}} - F_{\text{с}}$ от перемещения якоря — механической характеристикой.

стикой регулятора. Указанные характеристики представлены на рис. 5.12. Равновесное состояние якоря электромагнита наступает в точках пересечения электромагнитной и механической характеристик. Как видно из рисунка, состояние равновесия соответствует различным установившимся напряжениям (U_1, U_2, U_3), что определяет и различные токи в обмотке электромагнита $I_{э1}, I_{э2}$ и $I_{э3}$. Совершенно очевидно, что в данном случае напряжение в процессе регулирования не получается постоянным. Такие характеристики называют статическими, а настройку регулятора — статической.

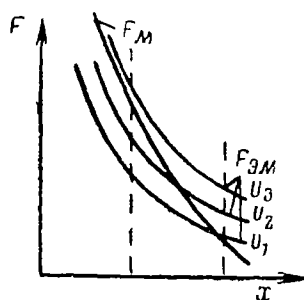


Рис. 5.12. Взаимное расположение механической и электромагнитной характеристик при статической настройке регулятора

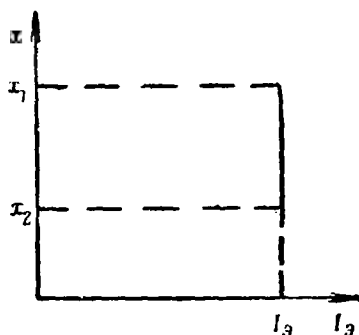


Рис. 5.13. Зависимость тока в обмотке электромагнита от перемещения якоря при астатической настройке регулятора (x_1 и x_2 — перемещения якоря электромагнита, соответствующие диапазону работы регулятора)

Для регулирования напряжения генератора предпочтительнее астатическая характеристика, ибо в этом случае изменения напряжения при изменении скорости и нагрузки будут меньше. Для получения такой характеристики необходимо выполнить условие $I_э = \text{const}$, т. е., чтобы любое новое равновесное состояние якоря электромагнита происходило при постоянной величине тока в его обмотке (рис. 5.13). Условие постоянства тока в обмотке электромагнита может быть выполнено, если механическая и электромагнитная характеристики для определенного напряжения совпадают на всем рабочем диапазоне изменения x (рис. 5.14). В этом случае установившееся состояние подвижной системы регулятора будет наблюдаться всегда при одном и том же значении напряжения. Напряжение, поддерживаемое регулятором, будет постоянным, не зависящим от положения якоря регулятора и сопротивления столба, а следовательно, от скорости и нагрузки генератора. Характери-

стика самовозбуждения генератора при работе с регулятором напряжения в данном случае имеет вид кривой a (рис. 5.15). Такая характеристика называется астатической, а настройка регулятора — астатической. Кривая b соответствует случаю статической настройки регулятора.

Выше указывалось, что противодействующая пружина состоит из нескольких пластин, постепенно вступающих в действие по мере перемещения якоря электромагнита. Именно этим достигается искривление механической характеристики и достижение желаемого совпадения ее с электромагнитной

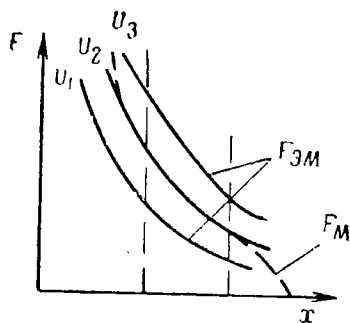


Рис. 5.14. Характеристики угольного регулятора напряжения при астатической настройке

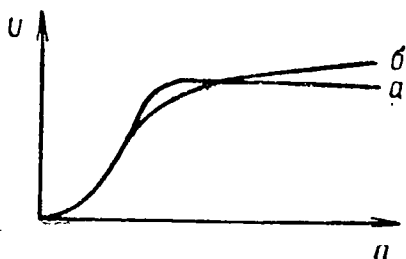


Рис. 5.15. Характеристики самовозбуждения генератора при работе с угольным регулятором напряжения с астатической (a) и статической (b) настройками

характеристикой. Механическая и магнитная настройки угольного регулятора напряжения производятся на заводе-изготовителе. На болты, при помощи которых их выполняют, ставятся пломбы. В процессе эксплуатации производить механическую или магнитную настройки категорически запрещается.

В эксплуатации настройка регулятора осуществляется только электрическим способом — путем включения переменного сопротивления в цепь обмотки электромагнита. Возможность подстройки напряжения этим сопротивлением около 5 в. Во избежание значительного повышения напряжения генератора в случае нарушения контакта в переменном сопротивлении подвижный контакт шунтируется перемычкой, как это указано на рис. 5.10. При отсутствии этой перемычки нарушение контакта в переменном сопротивлении приводит к обрыву обмотки электромагнита. В этом случае угольный столб регулятора под действием пружины полностью сжимается и добавочное сопротивление в цепи возбуждения будет ничтожно мало. При большой скорости вращения гене-

ратора его напряжение может достигнуть такой большой величины, что выведет из строя большинство потребителей электрической энергии на летательном аппарате.

§ 5.8. СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ РАБОТЫ УГОЛЬНОГО РЕГУЛЯТОРА НАПРЯЖЕНИЯ В ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

Одним из основных требований (помимо необходимой точности), которые предъявляются к регуляторам напряжения, является требование обеспечения устойчивости процесса регулирования, т. е. отсутствие незатухающих колебаний напряжения. В установившемся режиме регулятор должен поддерживать постоянное напряжение с определенной точностью.

Разберем какой-либо переходный процесс в системе «Генератор — Регулятор», например включение нагрузки. При включении нагрузки напряжение на генераторе вследствие падения напряжения под щетками и в обмотке якоря сразу уменьшится. Уменьшится и ток в обмотке электромагнита, а также сила электромагнита, пружина будет сильнее сжимать угольный столб, сопротивление которого будет уменьшаться, вследствие этого будет увеличиваться ток возбуждения генератора и возрастет напряжение генератора. Если бы скорость перемещения якоря регулятора была бесконечно малой, то он остановился бы в тот момент, когда напряжение генератора стало бы номинальным. Но так как скорость перемещения якоря имеет конечную величину и пропорциональна отклонению напряжения или тока в обмотке регулятора от номинального, то якорь регулятора пройдет положение равновесия и остановится, когда напряжение на генераторе увеличится на некоторую величину больше номинального. Затем якорь начнет двигаться в обратную сторону, изменяться будет в другую сторону и напряжение. При определенных условиях этот процесс может стать незатухающим и напряжение генератора будет колебаться около среднего значения с определенной частотой. В колебательном движении будет находиться и угольный столб. Колебания напряжения недопустимы для потребителей, а колебания столба вызывают подгар его шайб и выход из строя регулятора.

Для повышения устойчивости работы системы «Генератор — Регулятор» применяют ряд электрических методов. Сущность всех этих методов состоит в уменьшении скорости перемещения якоря регулятора при подходе к точке равновесия. Это достигается уменьшением разности сил электромагнита и пружины, а также величины изменения тока в обмотке регулятора при данном изменении напряжения гене-

ратора. Для этой цели применяют отрицательные жесткие и гибкие обратные связи.

В качестве отрицательной жесткой обратной связи используется специальное сопротивление r_c (рис. 5.16), называемое стабилизирующим.

Направление тока в стабилизирующем сопротивлении r_c зависит от потенциалов точек A и B . Если, например, потенциал точки A выше потенциала точки B , то ток в стабилизирующем сопротивлении потечет от точки A к точке B , как показано на рис. 5.16. Тогда ток I_1 в основной обмотке электромагнита можно представить как сумму двух токов

$$I_1 = I_0 + I_2.$$

Предположим, что произошло выключение части нагрузки генератора и напряжение его возросло. Вследствие повышения напряжения генератора ток в обмотке электромагнита возрастет на величину ΔI_1 , при этом увеличится электромагнитная сила, якорь регулятора начнет пере-

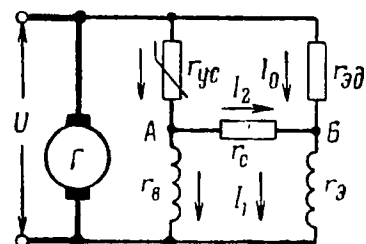


Рис. 5.16. Схема работы стабилизирующего сопротивления

мещаться, уменьшая давление на угольный столб. Сопротивление столба, а также падение напряжения на угольном столбе увеличатся. Потенциал точки A уменьшится, что приведет к уменьшению тока I_2 на величину ΔI_2 и уменьшению на такую же величину тока I_1 . Таким образом, общее приращение тока в электромагните со стабилизатором составит

$$\Delta I'_1 = \Delta I_1 - \Delta I_2$$

и будет меньше на величину ΔI_2 , чем при отсутствии стабилизирующего сопротивления. Уменьшение приращения тока I_1 вызовет меньшее приращение электромагнитной силы, а вследствие этого — меньшую скорость движения якоря, следовательно, более устойчивую работу системы «Генератор — Регулятор» в переходных режимах.

Недостатком описанного метода стабилизации напряжения является зависимость тока обмотки электромагнита в установившемся режиме от потенциала точек A и B , а значит, и от тока возбуждения. Действительно, во время установившегося режима работы генератора ток, проходящий через стабилизирующее сопротивление, либо складывается с током основной обмотки электромагнита, либо вызывает дополнительное падение напряжения на сопротивлении $r_{ад}$. Вследствие этого при малом сопротивлении угольного столба, соответствующем малой скорости вращения генератора,

напряжение генератора немного понижается, а при большом его сопротивлении — увеличивается.

Таким образом, стабилизирующее сопротивление вносит в работу системы статизм.

Для усиления стабилизирующего действия сопротивления r_c нужно, чтобы оно было небольшим, а это приводит к увеличению влияния тока возбуждения на ток в обмотке регулятора, а следовательно, к увеличению статизма регулятора. Поэтому величину сопротивления r_c приходится выбирать сравнительно большой.

В некоторых регуляторах напряжения для повышения устойчивости процесса регулирования вместо стабилизирующего сопротивления применяют специальную стабилизирующую обмотку $W_{ст}$ (рис. 5.17). Она размещается на сердечнике вместе с рабочей обмоткой регулятора. При протекании тока по этой обмотке возникает намагничивающая сила, направленная навстречу намагничивающей силе рабочей обмотки. При изменении режима работы генератора изменяются потенциалы точек A и C , что приводит к изменению регулирующей намагничивающей силы. Например, при увеличении нагрузки генератора потенциал точки A возрастает (столб сжимается), ток в стабилизирующей обмотке уменьшится и суммарная сила электромагнита снижается в меньшей степени, чем при отсутствии обмотки $W_{ст}$. Вследствие этого скорость движения якоря регулятора будет меньше и возможность перерегулирования уменьшится.

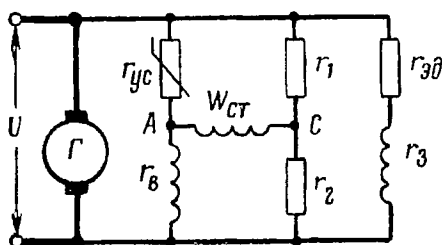


Рис. 5.17. Схема включения стабилизирующей обмотки

Стабилизирующая обмотка, являясь жесткой обратной связью, вызывает так же, как и стабилизирующее сопротивление, статизм в установившемся режиме работы генератора, причем напряжение генератора превышает заданный уровень при больших сопротивлениях угольного столба и понижается при малых сопротивлениях столба. Параметры стабилизирующего сопротивления и стабилизирующей обмотки выбирают из условий получения допустимого статизма. При таком подходе к выбору жесткой обратной связи не всегда обеспечивается нужная устойчивость переходного процесса. В связи с этим возникает необходимость применения гибкой отрицательной обратной связи. В качестве такой связи используется стабилизирующий трансформатор, или, как его часто называют, трансформатор устойчивости. Стабилизация с

помощью трансформатора может быть выполнена по различным схемам его включения. Рассмотрим схему включения трансформатора, наиболее широко применяемую на практике (рис. 5.18). Как видно из нее, первичная обмотка трансформатора W_1 включается параллельно обмотке возбуждения генератора, а вторичная обмотка W_2 — последовательно с основной обмоткой регулятора.

Стабилизирующий трансформатор выполняется с большим числом витков первичной обмотки и малым числом витков вторичной обмотки. Так как число витков вторичной обмотки трансформатора невелико и токи в цепи электро-

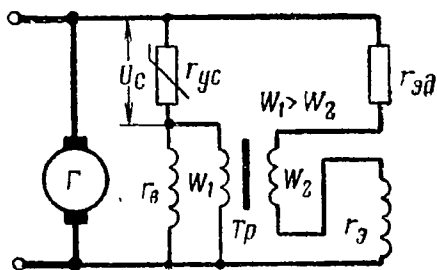


Рис. 5.18. Схема работы стабилизирующего трансформатора

магнита малы, то эту систему можно рассматривать как трансформатор напряжения и влиянием размагничивающего действия вторичных витков пренебречь.

Во время переходных процессов изменение напряжения генератора, а следовательно, и тока в обмотке возбуждения вызывает изменение тока в первичной обмотке трансформатора.

Поток, образованный пер-

вичной обмоткой в железе трансформатора, изменяется и вызывает индуктированный импульс напряжения во вторичной обмотке, который, складываясь с падением напряжения в этой обмотке от протекающего по ней тока цепи обмотки электромагнита, создает большее или меньшее падение напряжения во вторичной обмотке трансформатора, изменяя ток в обмотке электромагнита регулятора. Увеличение напряжения генератора вызывает полярность индуктированного импульса напряжения, одинаковую с полярностью падения напряжения во вторичной обмотке трансформатора устойчивости. В результате большее падение напряжения в цепи (обмотке регулятора и вторичной обмотке трансформатора) создает в обмотке регулятора ток, меньший, чем ток, который протекал бы при данном напряжении генератора. Вследствие этого якорь электромагнита медленнее реагирует на изменения напряжения. При уменьшении напряжения генератора происходит обратный процесс. Возникает полярность индуктированного напряжения, противоположная полярности падения напряжения во вторичной обмотке трансформатора, и, следовательно, на обмотку электромагнита будет подаваться напряжение, несколько большее, чем это было бы при отсутствии трансформатора.

Таким образом, благодаря трансформатору на ток в об-

мотке регулятора будет влиять не только напряжение на зажимах генератора, но и скорость изменения этого напряжения, т. е. осуществляется дополнительное воздействие по первой производной от напряжения.

Использование трансформатора значительно повышает устойчивость процесса регулирования, но увеличивает продолжительность протекания переходных процессов.

Одновременное применение стабилизирующего сопротивления и трансформатора устойчивости (рис. 5.19) позволяет путем подбора их параметров обеспечить необходимую устойчивость процесса при допустимых пределах статизма регулятора и достаточно малом времени протекания переходного процесса.

Следует заметить, что во время работы генератора в установившемся режиме во вторичной обмотке трансформатора устойчивости э. д. с. не наводится, ибо по первичной обмотке W_1 трансформатора протекает в этом случае постоянный ток. Поэтому трансформатор устойчивости в отличие от стабилизирующего сопротивления не влияет на величину регулируемого напряжения во время установившегося режима работы генератора.

Для расширения области устойчивости регулирования и улучшения переходных процессов в системе «Генератор — Регулятор» в качестве гибкой обратной связи в ряде случаев применяют четырехобмоточный стабилизирующий трансформатор. Схема включения такого трансформатора показана на рис. 5.20. Обмотки W_1 и W_2 аналогичны по своему устрой-

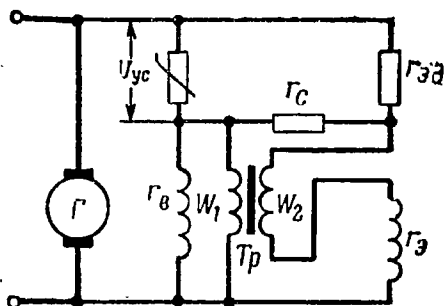


Рис. 5.19. Схема включения стабилизирующего сопротивления и трансформатора устойчивости

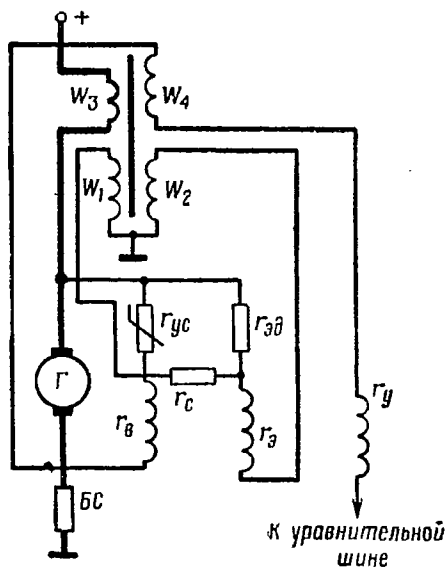


Рис. 5.20. Схема включения четырехобмоточного стабилизирующего трансформатора

ству, включению и действию обмоткам трансформатора устойчивости, рассмотренного ранее. Обмотка W_3 включена в силовую цепь генератора, а обмотка W_4 — последовательно с уравнивающей обмоткой регулятора напряжения.

При любом изменении тока нагрузки или тока в уравнивающей обмотке, что имеет место при изменении напряжения генератора, в обмотке W_2 от действия намагничивающей силы обмоток W_3 и W_4 наводится э. д. с. в том же направлении, что и э. д. с., наводимая от действия намагничивающей силы обмотки W_1 . Вследствие такого усиления действия глубокой обратной связи перерегулирование в системе значительно уменьшается.

§ 5.9. СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ НАПРЯЖЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

Эксплуатационная надежность работы потребителей электроэнергии на летательных аппаратах во многом зависит от качества электроснабжения.

Для системы постоянного тока качество электроснабжения определяется в первую очередь величиной эксплуатационных отклонений напряжения от его номинального значения. Любые отклонения напряжения на зажимах потребителя от номинального значения приводят к ухудшению его работы, уменьшают срок службы, ухудшают технические параметры и надежность действия потребителя. Например, у электродвигателей постоянного тока изменение напряжения питания отражается на величине пускового момента, скорости вращения, нагреве и качестве коммутации. Пусковой момент электродвигателей с последовательным возбуждением изменяется прямо пропорционально напряжению, а двигателей с шунтовым возбуждением — пропорционально квадрату напряжения. У электродвигателей, работающих при постоянной нагрузке или при постоянном моменте и имеющих принудительную вентиляцию, при понижении напряжения на 10% нагрев увеличивается на 7–10%, а при снижении напряжения на 20% — на 40%. Для ламп накаливания повышение напряжения на 5% приводит к сокращению срока их службы вдвое (и до того очень небольшого у ламп малой мощности).

В настоящее время для большинства потребителей, используемых на летательных аппаратах, допустимое отклонение напряжения составляет $27 \pm 2,7$ в, т. е. изменение напряжения в абсолютных единицах равно 5,4 в.

Ряд существующих угольных регуляторов напряжения по техническим условиям гарантирует работу потребителей с точностью до 3,5 в (примерно $\pm 6,5\%$ номинального напряжения). Эксплуатационный разброс напряжения несколько

ниже. Если его учитывать, то падение напряжения в сети равно примерно 3 в, что составляет 10% номинального напряжения.

При повышении точности работы регуляторов напряжения падение напряжения в сети может быть увеличено путем уменьшения сечения и веса проводов или при том же сечении проводов будут уменьшены колебания напряжения на нагрузке, что является весьма желательным.

На точность регулирования напряжения с помощью регуляторов угольного типа оказывают влияние такие факторы, как температура окружающей среды, механический гистерезис угольного столба и пружины, гистерезис материала магнитопровода, механические вибрации и т. д. Кроме того, на точность регулирования напряжения оказывает значительное влияние некоторое расхождение механической и электромагнитной характеристик регуляторов, которое особенно проявляется в области больших зазоров, т. е. при малых скоростях вращения генератора и больших нагрузках.

Механический и магнитный гистерезис и вибрации, их воздействие на точность регулирования устраняются соответственно применением материала угольных шайб с малой остаточной деформацией, использованием для магнитной цепи регулятора сталей с малой коэрцитивной силой и амортизацией самого регулятора.

Для устранения влияния других факторов приходится прибегать к специальным устройствам, которые будут рассмотрены ниже на примерах практически изготовленных регуляторов. На рис. 5.21 представлена принципиальная электрическая схема угольного регулятора напряжения РУГ-82, на примере которой будут проанализированы отдельные устройства, применяемые для повышения точности регулирования напряжения.

Сопротивление r_t и обмотка W_t . Наибольшее влияние на точность регулирования напряжения оказывает изменение сопротивления обмотки электромагнита регулятора в зависимости от температуры. Для уменьшения влияния температуры на сопротивление обмотки электромагнита последовательно с обмоткой включается сопротивление с малым температурным коэффициентом, изготавливаемое из манганина или константана (на рис. 5.21 сопротивление r_t). Величина этого сопротивления выбирается значительно большей, чем сопротивление обмотки электромагнита. С изменением температуры она практически не изменяется. Поэтому и сопротивление всей цепи обмотки электромагнита практически остается постоянным.

Помимо данного устройства, для полной температурной компенсации применяется обмотка W_t , подключенная к зажимам генератора. Она не содержит в своей цепи констан-

танового сопротивления, что вызывает значительные изменения намагничивающей силы при нагреве. Намагничивающая сила этой обмотки составляет примерно 10% намагничивающей силы рабочей обмотки и направлена ей навстречу. Параметры обмотки W_t выбраны так, что уменьшение намагничивающей силы рабочей обмотки вследствие ее нагрева компенсируется соответствующим уменьшением намагничивающей силы термокомпенсационной обмотки. Таким образом, удастся получить почти полное постоянство суммы намагничивающих сил указанных обмоток при изменении температуры обмоток.

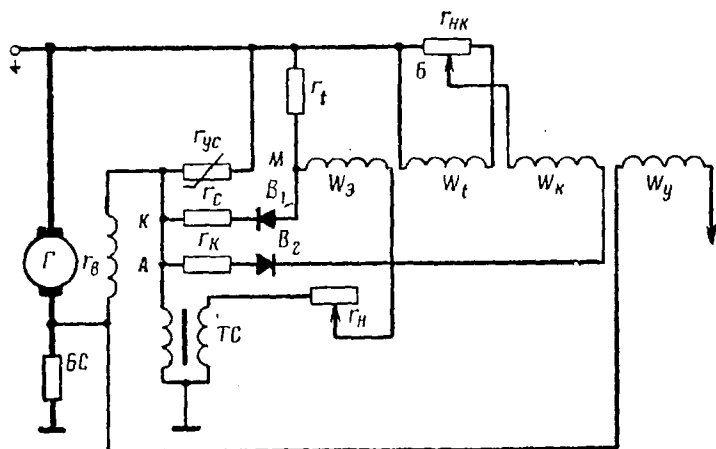


Рис. 5.21. Схема угольного регулятора РУГ-82

Корректирующая обмотка. При астатической настройке регулятора все же не удается получить полного согласования электромагнитной и механической характеристик в рабочем диапазоне движения якоря угольного регулятора напряжения. Наибольшее расхождение характеристик регулятора имеют при больших зазорах, т. е. при большом нажатии на угольный столб. На рис. 5.22 показан примерный вид таких характеристик. На участке $x_1 \div x$ происходит совпадение механической и электромагнитной характеристик, а на участке $x \div x_2$ — их рассогласование. Участок $x \div x_2$ (участок больших зазоров рабочего диапазона) является наихудшим в отношении чувствительности угольного столба, так как на нем необходимые изменения сопротивления могут быть получены только путем большого нажатия на угольный столб.

При малой скорости вращения генератора и большой нагрузке (участок $x \div x_2$), когда сопротивление угольного столба мало, регулируемое напряжение снижается.

В этом случае для повышения точности регулирования (уменьшения снижения напряжения) в некоторых регуляторах применяется корректирующая обмотка W_K (рис. 5.21). Для лучшего уяснения действий указанной обмотки на рис. 5.23 включение ее показано отдельно. Корректирующая обмотка помещается на одном сердечнике с рабочей обмоткой регулятора и при протекании по ней тока создает магнитный поток, направленный навстречу потоку рабочей обмотки. Ток в корректирующей обмотке определяется разностью потенциалов точек A и B . Потенциал точки B зависит от установленного при настройке положения движка на сопротивлении r_{HK} , а потенциал точки A — от режима работы генератора.

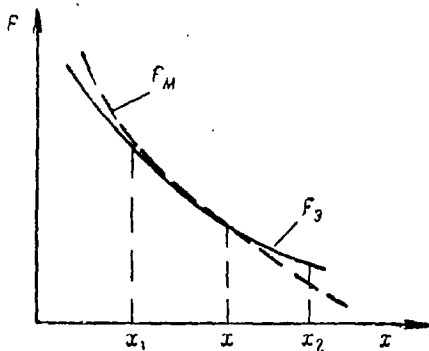


Рис. 5.22. Расхождение электромагнитной и механической характеристик регулятора

При малых сопротивлениях угольного столба (малая скорость вращения и большая нагрузка генератора) основное падение напряжения в цепи приходится на сопротивление обмотки возбуждения r_v , следовательно, потенциал точки A становится выше потенциала

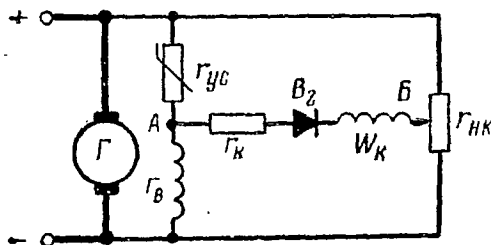


Рис. 5.23. Включение корректирующей обмотки регулятора напряжения

точки B и по корректирующей обмотке протекает ток от точки A к точке B . При этом суммарный поток электромагнита уменьшается, уменьшается намагничивающая сила обмоток регулятора и регулируемое напряжение повышается. Таким образом, ликвидируется занижение напряжения, обусловленное расхождением механической и электромагнитной характеристик.

При больших сопротивлениях угольного столба потенциал точки A становится ниже потенциала точки B (так как основное падение напряжения в цепи приходится на сопро-

тивление угольного столба), однако клапан B_2 препятствует прохождению тока по корректирующей обмотке от точки B к точке A , который привел бы в данном случае к снижению регулируемого напряжения.

Во время настройки регулятора движок на сопротивлении $r_{нк}$ устанавливается так, чтобы коррекция вступила в действие (т. е. чтобы потенциал точки A стал выше потенциала точки B) при скорости вращения примерно 6000 об/мин и ниже и при полной нагрузке генератора.

Иногда в угольных регуляторах роль корректирующей обмотки выполняет корректирующее сопротивление $r_{к}$

(рис. 5.24). При большой нагрузке и малой скорости вращения генератора по сопротивлению $r_{к}$ ток проходит от точки A к точке B . При протекании тока по этому сопротивлению напряжение в части сопротивления $r_{нк}$ падает дополнительно. Вследствие этого рабочая обмотка электромагнита будет находиться под меньшим напряжением, по ней будет проходить меньший ток и намагничивающая сила будет несколько меньше, чем при отсутствии

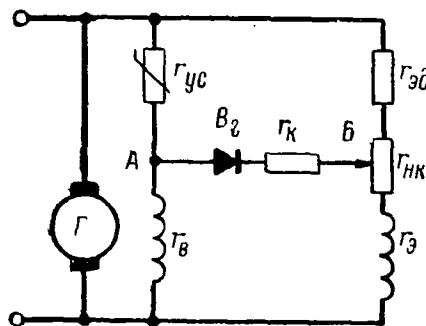


Рис. 5.24. Включение корректирующего сопротивления регулятора напряжения

корректирующего сопротивления. В результате напряжение генератора в указанном режиме будет приближаться к заданному уровню. Естественно, что действие корректирующего сопротивления слабее, чем действие корректирующей обмотки.

Ограничение действия жесткой отрицательной обратной связи. Как было рассмотрено ранее, стабилизирующее сопротивление r_c вызывает статизм при установившихся режимах работы генератора. При большом сопротивлении угольного столба регулируемое напряжение поддерживается выше заданного уровня, а при малых его сопротивлениях, т. е. при большой нагрузке и малой скорости вращения генератора, происходит занижение напряжения.

Наибольшую склонность к колебаниям в переходных режимах регулятор имеет на режиме, соответствующем малым давлениям на угольный столб, при которых сопротивление угольного столба изменяется наиболее резко. Когда угольный столб полностью сжат и сопротивление его мало, колебания в переходных режимах обычно не возникают. Таким

образом, в этих случаях нет смысла демпфировать систему и уменьшать регулируемое напряжение. Из этих соображений в цепь стабилизирующего сопротивления включают вентиль B_1 (рис. 5.21), препятствующий прохождению тока по этому сопротивлению из точки K в точку M , т. е. при малых сопротивлениях угольного столба жесткая обратная связь прекращает свое действие.

Кроме указанных выше устройств, применяемых для повышения точности регулирования напряжения, в отдельных регуляторах для этой же цели используют два угольных столба. Такие регуляторы получили название регуляторов повышенной точности.

Упрощенная электрическая схема этого регулятора показана на рис. 5.25. Угольный столб основного регулятора r_{yc} включен в цепь обмотки возбуждения генератора, а угольный столб вспомогательного регулятора r_{yc0} — параллельно обмотке электромагнита основного регулятора r_{δ} .

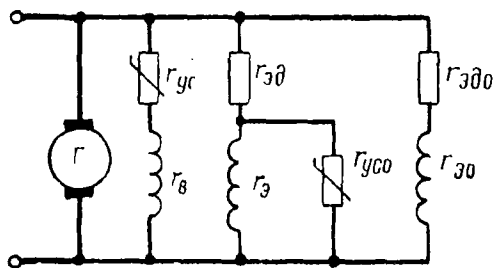


Рис. 5.25. Схема включения регулятора напряжения с двумя угольными столбами

Обмотка электромагнита вспомогательного регулятора $r_{\delta 0}$ через добавочное сопротивление $r_{\delta 0}$ включена на напряжение генератора. Напряжение генератора поддерживается на определенном уровне основным регулятором. Вспомогательный регулятор корректирует регулируемое напряжение, оказывая влияние на величину эквивалентного сопротивления цепи обмотки основного регулятора, и тем самым обеспечивает более высокую точность регулирования напряжения.

Предположим, что напряжение генератора в установившемся режиме больше номинального на величину ΔU , определяемую точностью регулирования основного регулятора. В этом случае намагничивающая сила обмотки вспомогательного регулятора увеличится, сопротивление его столба возрастет, вследствие чего увеличится ток в обмотке основного регулятора, сопротивление его столба также увеличится, а ΔU уменьшится. При понижении напряжения наблюдается обратная картина.

В обычном регуляторе сопротивление угольного столба в цепи обмотки возбуждения изменяется в 50—100 раз, сопротивление же столба вспомогательного регулятора для корректирования тока в обмотке основного регулятора — всего на 10—15%. Вследствие этого перемещения якоря

электромагнита вспомогательного регулятора очень малы, невелик и гистерезис регулятора. Кроме того, при незначительном зазоре χ удается более точно согласовать характеристики пружины и электромагнита. Значительно снижается влияние нагрева, так как вспомогательный угольный столб выделяет незначительную мощность.

«Разброс» напряжения в регуляторе повышенной точности может быть снижен до 30—40% величины «разброса» обычного угольного регулятора. «Разброс» напряжения в нем при всех условиях работы не превышает $\pm 0,8$ в, т. е. составляет примерно $\pm 3\%$ регулируемой величины.

Следует заметить, что достигнутая точность регулирования регулятором повышенной точности является пределом, практически исчерпывающим возможность схем с применением угольных регуляторов.

Но вместе с тем регулятор повышенной точности имеет ряд существенных недостатков. Конструкция его сложна и устойчивость понижена. В нем приходится прибегать к введению дополнительных обратных связей.

Переход к регулированию с еще большей точностью требует более совершенных эталонов, чем пружина, и более чувствительных измерительных органов, чем электромагнит. Видимо, нет необходимости в дальнейшем усложнении угольного регулятора, так как напряжение на шинах, т. е. у потребителя, будет определяться не только точностью работы регулятора, но и падением напряжения в проводах от генератора до сборных шин. Таким образом, дальнейшее совершенствование самого регулятора дает уже незначительный эффект. Необходимо найти пути, дающие возможность поддержания напряжения постоянным не на зажимах генератора, а непосредственно у потребителя.

§ 5.10. ЦЕНТРАЛЬНЫЕ КОРРЕКТОРЫ НАПЯЖЕНИЯ

В последнее время стали получать распространение энергосистемы летательных аппаратов, имеющие централизованное корректирование напряжения. В таких системах, кроме регуляторов напряжения отдельных генераторов, есть центральный корректор, контролирующий напряжение сети и обеспечивающий его постоянство с помощью корректирующего сигнала, который он посылает в регуляторы напряжения.

Центральный корректор напряжения (рис. 5.26) необходим для выполнения главной задачи системы управления генераторами — обеспечения постоянства напряжения в сети, на которое должны «ориентироваться» потребители как при нормальной работе энергосистемы, так и при аварийных режимах.

Центральный корректор напряжения состоит из трех основных элементов: измерительного, формирования сигнала и мостового усилителя.

The diagram shows a relay circuit with three main sections labeled I, II, and III. Section I contains a thyristor CT_1 , a thyristor CT_2 , a resistor R_1 , and a relay coil $P\Pi$. Section II contains a relay coil $P\Pi$, a resistor R_2 , a resistor R_3 , a relay coil $P\Pi$, a capacitor C , a resistor R_4 , and a relay coil $P\Pi$. Section III contains a transistor T , a resistor R_5 , a relay coil $P\Pi$, and a relay coil W_k . The total voltage is $U_{\text{сеть}}$.

полнен таким образом, что при сохранении напряжения сети на заданном уровне напряжение на диагонали моста равно нулю и якорек реле находится в среднем положении (контакты $РП'$ и $РП''$ разомкнуты). При снижении напряжения сети поляризованное реле срабатывает, замыкая контакты $РП'$. Емкость C через сопротивление R_z включается на заряд. При повышении напряжения сети поляризованное реле также срабатывает, но при этом замыкаются контакты $РП''$. Емкость C через сопротивление R_p подключается на разряд.

169

нежелательны, чем его длительные занижения, скорость разряда сделана больше скорости заряда ($T_p = R_p C < T_3 = R_3 C$; $R_p < R_3$).

Необходимая для устойчивой работы инерционность корректора обеспечивается в основном за счет контура заряда.

Напряжение на емкости C определяет потенциал сетки лампы, управляя ее работой. До тех пор пока напряжение сети отличается от заданного уровня, напряжение на емкости, а значит, и на сетке лампы меняется (с постоянной времени $T = RC$), обеспечивая плавное изменение корректирующего сигнала. По достижении заданного уровня напряжения сети якорек поляризованного реле устанавливается в среднее положение, а емкость C сохраняет на сетке лампы потенциал, необходимый для получения корректирующего сигнала, обеспечивающего возвращение напряжения сети к заданному уровню. Для того чтобы этот сигнал мог сохраняться нужное время, величина тока управления, разряжающего емкость C , должна быть возможно меньшей. В этих целях в корректоре и применена вакуумная лампа-усилитель L с практически бесконечно большим входным сопротивлением.

Мостовой усилитель. Усилитель необходим для создания достаточного корректирующего сигнала мощности, управляющего электромагнитами угольных регуляторов напряжения. Корректирующие обмотки W_k помещаются на электромагнитах основных регуляторов напряжения.

Состоянию равновесия моста на выходе соответствует некоторый потенциал базы триода T и соответственно некоторое напряжение на входе электронной лампы L . При напряжении сети, меньшем номинального, резко возрастает сопротивление стабилитронов $Ст_1$ и $Ст_2$ и контакты $РП'$ замыкаются.

По мере заряда конденсатора C потенциал сетки лампы L увеличивается, соответственно растет величина ее анодного тока и понижается потенциал базы триода T . Последнее приводит к уменьшению сопротивления триода и разбалансировке моста. Между зажимами корректора появляется напряжение. При этом величина и направление намагничивающей силы корректирующей обмотки направлены навстречу намагничивающей силе рабочей обмотки регулятора напряжения, вследствие чего результирующая намагничивающая сила электромагнита уменьшается и напряжение на зажимах генератора повышается.

В случае увеличения напряжения сети выше номинального поляризованное реле $РП$ перекидывает свои контакты в другую сторону, контакты $РП''$ замыкаются и конденсатор C начинает разряжаться через сопротивление R_p . По мере уменьшения заряда конденсатора C потенциал сетки

лампы L уменьшается и соответственно падает ток в ее анодной цепи, что приводит к увеличению потенциала базы триода T и, как результат этого, к увеличению сопротивления триода. Вследствие этого между зажимами корректора появляется напряжение противоположного знака по сравнению с ранее описанным случаем. Это приводит к возрастанию результирующей намагничивающей силы электромагнита регулятора и уменьшению напряжения на зажимах генератора.

Обычно чувствительный элемент центрального контактора напряжения подключается к такой точке самолетной электрической сети, напряжение в которой желательно поддерживать постоянным. Гарантируемая точность регулирования напряжения сети при наличии такого корректора $\pm 2\%$.

Центральный корректор напряжения в настоящее время вводится в энергосистемы многих современных летательных аппаратов (особенно крупных, с электрической сетью большой протяженности и большим числом работающих в параллель генераторов). При этом, обеспечивая высокую точность поддержания напряжения в сети, центральный корректор напряжения позволяет существенно уменьшить вес проводов на летательном аппарате выбором их сечения по нагреву, а не по падению напряжения, как это делается без центрального корректора напряжения.

§ 5.11. РЕГУЛИРОВАНИЕ НАПЯЖЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Регулирование напряжения генераторов переменного тока (синхронных генераторов), как правило, осуществляется изменением тока возбуждения. В качестве регуляторов напряжения синхронных генераторов широко используются угольные регуляторы напряжения.

В основном на самолетах используются синхронные генераторы с независимым возбуждением. Независимое возбуждение может быть осуществлено либо от постороннего источника постоянного тока, либо от возбудителя, находящегося на валу генератора. В первом случае угольный столб регулятора включается непосредственно в цепь возбуждения генератора, а во втором случае его целесообразнее включить в цепь возбуждения возбудителя, так как это дает возможность использовать регулятор меньшего веса и габаритов. В обоих случаях основная обмотка регулятора включается на регулируемое напряжение (напряжение генератора) через выпрямитель.

Регуляторы напряжения своим чувствительным элементом могут быть включены на напряжение одной из фаз, на

линейное напряжение, на среднее напряжение всех трех фаз, на напряжение токов прямой и обратной последовательности генератора. Наиболее часто применяются два последних способа, так как они обеспечивают более правильное регулирование тока возбуждения генератора при несимметричной нагрузке, чем первые два. Например, при включении чувствительного элемента регулятора на напряжение одной из фаз, если она окажется более нагруженной, чем другие, регулятор будет поддерживать напряжение этой фазы на уровне номинального значения, увеличивая ток возбуждения генератора. При этом напряжение двух других фаз станет выше номиналь-

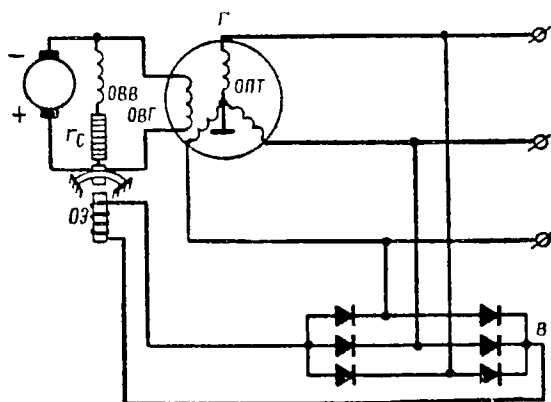


Рис. 5.27. Схема включения угольного регулятора напряжения трехфазного генератора

ного. В случае реагирования чувствительного элемента на среднее напряжение всех трех фаз регулятор будет поддерживать это среднее значение на уровне номинального напряжения.

На рис. 5.27 представлена схема генератора переменного тока с угольным регулятором напряжения. Угольный столб включается последовательно с обмоткой возбуждения возбудителя. Обмотка электромагнита регулятора получает питание от трех линейных напряжений генератора через выпрямитель, собранный по схеме А. Н. Ларионова. В этом случае регулятор поддерживает постоянство среднего значения напряжения всех трех фаз. При повышении или понижении линейных напряжений генератора от заданного значения изменяются выпрямленный ток в обмотке электромагнита регулятора, сопротивление угольного столба, напряжение возбудителя и соответственно изменяется ток возбуждения генератора. Таким образом, напряжение поддерживается на уровне номинальной величины.

Для повышения устойчивости работы системы в переходных режимах применяются специальные стабилизирующие

устройства. В качестве такого устройства наиболее широко используется стабилизирующая обмотка $W_{ст}$, размещенная на том же сердечнике электромагнита регулятора, что и основная обмотка, и включенная параллельно обмотке возбуждения генератора (рис. 5.28). Обмотка $W_{ст}$ выполняет роль жесткой отрицательной обратной связи.

Намагничивающая сила основной и стабилизирующей обмоток направлена в одну и ту же сторону. Поэтому управление угольным столбом регулятора осуществляется суммой намагничивающих сил, создаваемых основной и стабилизирующей обмотками, т. е.

$$AW_{\text{сум}} = AW_{\text{в}} + AW_{\text{ст}}.$$

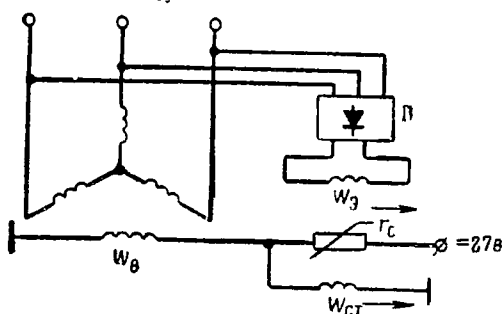


Рис. 5.28. Схема включения стабилизирующей обмотки

При увеличении напряжения генератора ток в основной обмотке регулятора возрастет, величина $AW_{\text{сум}}$ также увеличится. В результате возрастет сопротивление угольного столба и ток в цепи возбуждения уменьшится. Это вызовет уменьшение тока в стабилизирующей обмотке. Дальнейшее увеличение суммарной намагничивающей силы будет несколько задерживаться из-за уменьшения намагничивающей силы, создаваемой обмоткой стабилизации, что сдерживает увеличение сопротивления угольного столба и снижение напряжения генератора. Поэтому система будет работать более устойчиво.

Аналогичным образом протекают процессы при понижении напряжения генератора.

Условием статической настройки угольного регулятора напряжения является постоянство суммарной намагничивающей силы обмотки электромагнита и стабилизирующей обмотки, т. е. $AW_{\text{сум}} = \text{const}$, но для различных установившихся режимов $AW_{\text{ст}} = \text{var}$ и зависят от $R_{у.с.}$, то и $AW_{\text{сум}}$ не остаются постоянными. Следовательно, при применении стабилизирующей обмотки появляется статизм.

Для устранения указанного недостатка в ряде случаев стабилизирующая обмотка подключается к зажимам обмот-

ки возбуждения не непосредственно, а через стабилизирующий трансформатор, т. е. применяется схема с гибкой обратной связью (рис. 5.29). Так как ток в обмотке $W_{ст}$ в данном случае протекает только в переходных режимах, то такая схема не создает статизма.

Для увеличения точности регулирования напряжения генераторов переменного тока применяют, как и в генераторах постоянного тока, системы регулирования повышенной

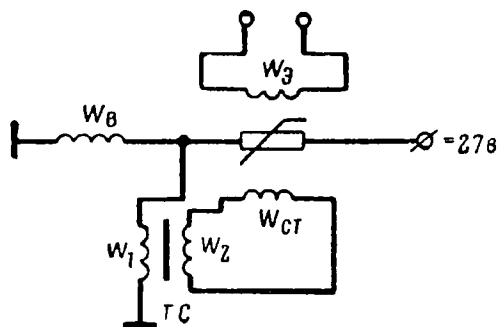


Рис. 5.29. Схема включения стабилизирующей обмотки и трансформатора устойчивости

точности, в которых угольный регулятор работает совместно с усилителем или корректором напряжения. Первый усиливает сигнал, поступающий на основную обмотку угольного регулятора напряжения, второй реагирует на отклонение напряжения от заданного уровня и подает питание к корректирующей обмотке угольного регулятора. В обоих случаях повышается чувствительность регулятора к отклонениям напряжения генератора и, следовательно, увеличивается точность регулирования.

§ 5.12. ТРАНЗИСТОРНЫЕ РЕГУЛЯТОРЫ НАПЯЖЕНИЯ

В энергосистемах постоянного тока современных летательных аппаратов в качестве регуляторов напряжения в основном применяются угольные регуляторы. Они зарекомендовали себя достаточно простыми, надежными и компактными устройствами. Однако им свойствен ряд органических недостатков: потеря мощности в угольном столбе регулятора, чувствительность к механическим воздействиям, ограниченная кратность регулирования тока возбуждения, большая мощность управления, что требует большой мощности стабилизирующих и корректирующих устройств и датчиков распределения нагрузки между генераторами.

Стремление избавиться от этих недостатков заставило вести работу по созданию статических регуляторов напряжения с использованием в качестве исполнительных органов транзисторов в режиме переключения. Особенно значительным толчком в этом направлении послужило появление бесконтактных генераторов постоянного тока с вращающимися выпрямителями. Эти генераторы, представляющие каскад

машин, отличаются от обычных коллекторных генераторов постоянного тока тем, что требуют гораздо большей кратности изменения тока возбуждения и более сильных стабилизирующих связей для обеспечения устойчивости системы регулирования.

Все это заставило отказаться от попыток использовать для регулирования напряжения бесконтактных генераторов угольные регуляторы.

Указанные выше обстоятельства привели к необходимости создания принципиально новых регуляторов напряжения. Такая возможность появилась в связи с освоением производства транзисторов и тиристоров и получения магнитных материалов с прямоугольной петлей гистерезиса. Разработка их началась примерно в 1958—1959 гг.

Все полупроводниковые и магнитно-полупроводниковые регуляторы работают по принципу широтно-импульсной модуляции (ШИМ), сущность которой заключается в том, что изменяется время замкнутого состояния ключа, присоединяющего обмотку возбуждения генератора к источнику питания. При этом безразлично, изменяется ли частота коммутации ключа или нет.

Рассмотрим принцип действия ШИМ с постоянной частотой коммутации (рис. 5.30). Имеем:

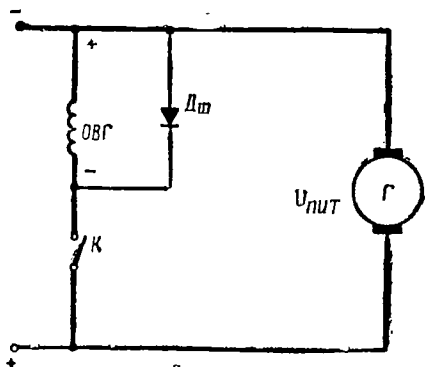


Рис. 5.30. Принципиальная схема широтно-импульсной модуляции с постоянной частотой коммутации

$$I_{о. в. ср} = \frac{U_{о. в. ср}}{r_{о. в}}; \quad U_{о. в. ср} = U_{пит} \frac{t_3}{T} = U_{пит} \tau_3,$$

где $\tau_3 = \frac{t_3}{T}$ — относительное время замкнутого состояния ключа.

Подставляя в выражение $I_{о. в. ср}$ значение $U_{о. в. ср}$, получим

$$I_{о. в. ср} = \frac{U_{пит}}{r_{о. в}} \tau_3.$$

Изменяя τ_3 от 0 до 1, можно изменять ток обмотки возбуждения генератора в пределах от 0 до $I_{вmax} = \frac{U_{пит}}{r_{о. в}}$ (так же, как в вибрационных регуляторах напряжения).

Шунтирующий диод $Дш$ выполняет две функции:

— защищает ключ $К$ и обмотку возбуждения генерато-

ра $ОВГ$ от перенапряжений, возникающих при размыкании ключа (диод, шунтирующий $ОВ$ при возникновении э. д. с. самоиндукции, отпирается, и ток возбуждения начинает плавно изменяться с постоянной времени обмотки возбуждения);

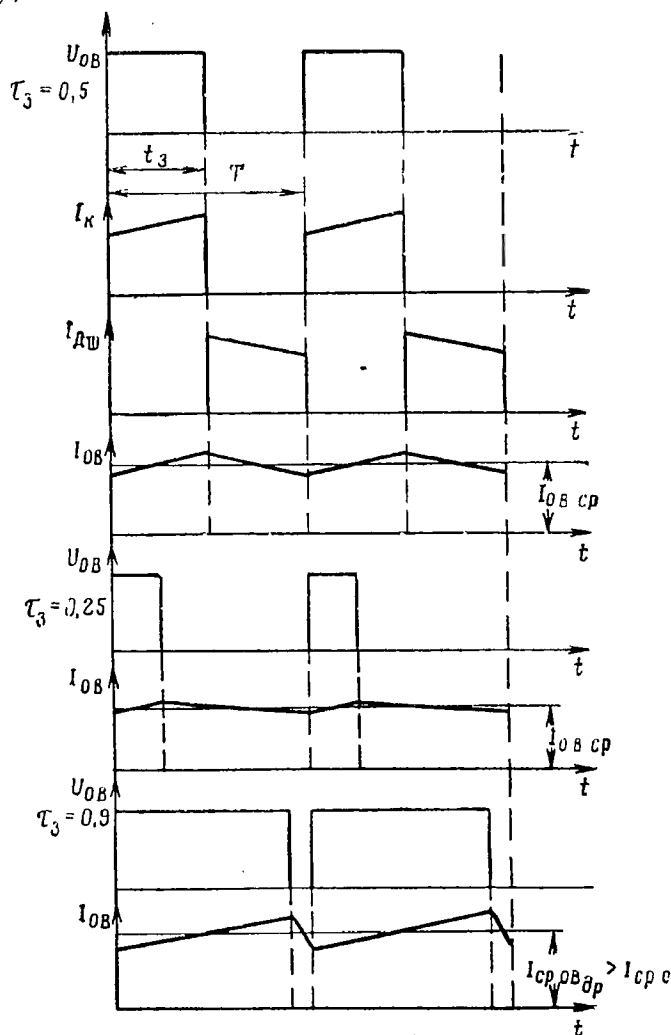


Рис. 5.31. Изменение тока возбуждения при разном времени замкнутого состояния

— дает возможность току возбуждения увеличиться до своего установившегося состояния.

Изменение тока возбуждения при разном времени замкнутого состояния ключа показано на рис. 5.31.

Какие же элементы могут выполнять функции ключа? Это транзисторы в режиме переключения, тиристоры (КУВ, УД) и магнитные усилители, изготовленные на сердечниках с прямоугольной петлей гистерезиса.

Рассмотрим некоторые особенности работы транзисторов в режиме переключения.

Различают три режима работы транзистора: линейный, «Открыт» и «Закрыт».

1. **Линейный режим.** Транзистор работает как переменное активное сопротивление. Его эмиттерный переход смещен в прямом направлении, а коллекторный — в обратном. Этот режим наблюдается только в процессе переключения транзистора.

Режим «Открыт». Транзистор работает в области насыщения. В данном случае оба перехода транзистора смещены в прямом направлении, а ток через транзистор определяется сопротивлением нагрузки и напряжением питания.

Для осуществления перехода транзистора в этот режим необходимо, чтобы ток базы

$$I_b \geq \frac{U_{\text{пит}}}{R_n} \cdot \frac{1}{\beta},$$

где β — коэффициент усиления транзистора.

Транзистор не является идеальным ключом, потому что падение напряжения на нем в открытом режиме не равно нулю. Мощность рассеивания на транзисторе в открытом состоянии определяется по формуле

$$P_{\text{отк}} = \Delta U_{\text{эк}} I_k \text{ (без учета потерь в базе).}$$

Поэтому всегда необходимо заботиться о хорошем охлаждении транзистора.

Режим «Закрыт». Транзистор работает в режиме отсечки. Оба перехода смещены в обратном направлении. Чтобы транзистор в этом режиме не терял управляемости, потенциал базы должен быть выше потенциала эмиттера.

Работа транзисторов в рассмотренных выше режимах и используется в схемах транзисторных регуляторов напряжения.

Рассмотрим наиболее простой бесконтактный регулятор напряжения (рис. 5.32).

Регулятор состоит из двух основных элементов: измерительного устройства (ИУ), выполненного по схеме моста с управляемым транзистором T_1 и кремниевым стабилизатором $Ст$, и регулирующего устройства (РУ), воздействующего на цепь возбуждения (функции его выполняет транзистор T_2).

Работает регулятор следующим образом. Наличие э. д. с., обусловленной остаточным магнитным потоком, до 0,5—1 в

является достаточным для обеспечения процесса самовозбуждения генератора. При скоростях вращения генератора, меньших n_{min} , падение напряжения на сопротивлении R_1 мало и транзистор T_1 находится в режиме отсечки. Выходное напряжение измерительного устройства ИУ практически равно напряжению генератора и значительно больше напряжения, необходимого для управления транзистором T_2 . Транзистор T_2 находится в режиме насыщения; внутреннее сопротивление его минимально (сотые доли ома) — этим и обеспечивается самовозбуждение генератора.

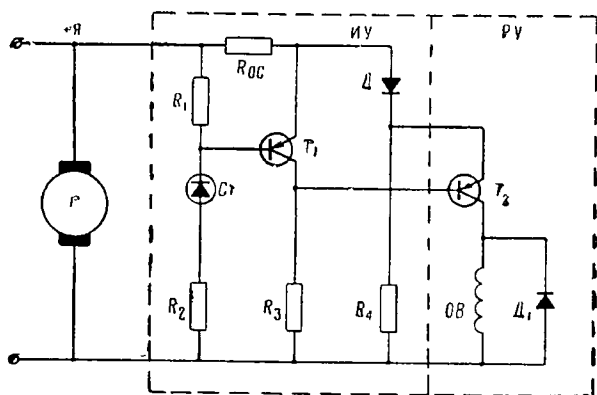


Рис. 5.32. Принципиальная схема простейшего транзисторного регулятора напряжения

По достижении номинального напряжения генератора, т. е. когда напряжение на кремниевых стабилитронах достигает величины напряжения пробоя, проводимость стабилитронов резко возрастает. Напряжение на сопротивлении R_1 тоже возрастает, и транзистор T_1 переключается в режим насыщения. Полярность выходного напряжения измерительного устройства изменяется, в результате чего транзистор T_2 переключается в режим отсечки, а его внутреннее сопротивление резко увеличивается.

Включение большого сопротивления в индуктивную цепь обмотки возбуждения приводит к резкому увеличению напряжения между эмиттерным и коллекторным электродами транзистора T_2 . Для устранения перенапряжения на транзисторе T_2 обмотка возбуждения шунтируется полупроводниковым диодом D_1 , выполняющим функции разрядного сопротивления.

Итак, бесконтактный регулятор представляет собой замкнутую систему автоматического регулирования напряжения, состоящую из объекта регулирования, измерительного устройства и регулирующего устройства, нагрузкой которого

является обмотка возбуждения генератора. В системе возникают устойчивые автоколебания, при которых транзистор T_2 с определенной частотой переключается с режима насыщения в режим отсечки. Частота переключений транзистора T_2 зависит от постоянной времени обмотки возбуждения генератора, чувствительности измерительного устройства и коэффициента усиления регулирующего устройства; а также от скорости вращения генератора. Она может быть увеличена применением более чувствительного измерительного устройства или составного транзистора для регулирующего устройства.

Значительное увеличение частоты переключений может быть достигнуто применением гибких и жестких обратных связей.

Рассмотренный выше регулятор напряжения обладает рядом существенных недостатков: различной частотой вибраций в зависимости от режима работы, невозможностью магнитного суммирования сигналов (что необходимо для центрального корректирования напряжения в системе, распределения нагрузки при параллельной работе генераторов и т. п.), неизбежностью пульсаций напряжений. Кроме того, напряжение базы триода должно быть больше U_a (надо вводить сопротивление). Это уменьшает возможности обмотки возбуждения.

Эти недостатки предопределили применение регулятора там, где не требуется осуществления параллельной работы генераторов. Такой регулятор годен только для одиночной работы.

Для устранения указанных выше недостатков пришлось отказаться от простейших транзисторных автоколебательных регуляторов и регуляторов с модуляцией ширины импульса с помощью пикообразного напряжения.

В настоящее время в транзисторном регуляторе напряжения модуляция ширины импульса, управляющего исполнительным транзистором, обеспечивается магнитным усилителем (MU). Принципиальная схема такого регулятора представлена на рис. 5.33. Характеристика магнитного усилителя дана на рис. 5.34. Работает усилитель на вертикальном участке характеристики.

Увеличение регулируемого напряжения приводит к росту тока в обмотке управления MU , что вызывает уменьшение ширины импульса, отпирающего исполнительный триод T_1 , т. е. к снижению тока возбуждения генератора. Регулируемое сопротивление в цепи обмотки управления MU позволяет менять установку регулятора напряжения. На MU , кроме того, расположены обмотки, которые вводят в регулятор действие стабилизирующих связей, уравнивающих связей, центрального корректора напряжения сети.

В связи с тем что ток управления исполнительным транзистором достаточно велик, управление им прямо от МУ потребовало бы значительных габаритов усилителя. Чтобы избежать этого, в схеме применен транзистор промежуточного усиления T_2 (промежуточный транзистор), образующий с транзистором T_1 составной транзистор. При этом кроме функций усиления транзистор T_2 за счет нелинейности своей входной характеристики выполняет и функции формирования сигнала, увеличивая крутизну фронта сигнала управления исполнительным транзистором, что необходимо для создания хорошего режима переключения, уменьшения по-

терь в исполнительном транзисторе, облегчения его режима работы.

Чтобы исключить излишние потери в цепи управления исполнительным транзистором, она питается от пониженного напряжения через преобразователь.

Для надежного запираания транзисторов в период отсутствия импульсов управления применяется смещение, создаваемое специальной обмоткой преобразователя. Суммирование отпирающих сигналов MU и запирающих сигналов смещения производится на сопротивлениях R_y и $R_{см}$ (рис. 5.33). Для того чтобы запирающий сигнал правильно распределялся между промежуточным и исполнительным транзисторами, переход эмиттер — база T_2 зашунтирован (как это обычно делается в составных транзисторах) диодом D_1 .

Стабилизация регулятора обеспечивается гибкой обратной связью по напряжению обмотки возбуждения генератора, выполненной на емкости C .

Для исключения перенапряжений при коммутации исполнительным транзистором обмотки возбуждения генератора, представляющей значительную индуктивность, и уменьшения амплитуды пульсаций тока возбуждения обмотка возбуждения генератора зашунтирована диодом D_2 .

Реле P необходимо для обеспечения самовозбуждения генератора, остаточное напряжение которого может измеряться долями вольта. Шунтирование исполнительного транзистора (короткий шунт) создает для этого наилучшие условия. После возбуждения генератора это реле срабатывает, размыкая свои контакты, и в дальнейшей работе схемы участия не принимает.

Процесс регулирования напряжения протекает следующим образом (изменение токов и напряжений на отдельных элементах схемы показано на рис. 5.35).

При повышении напряжения на зажимах генератора увеличивается ток в рабочей обмотке магнитного модулятора скважности, ток в обмотке переменного тока уменьшается,

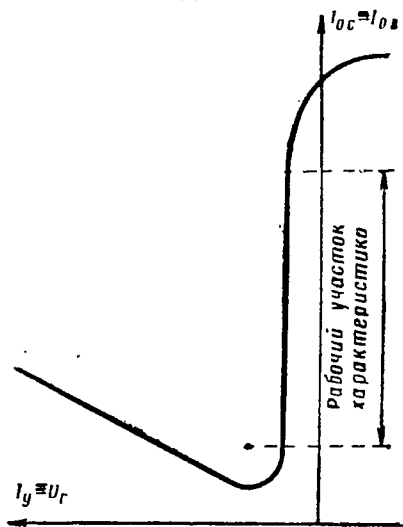


Рис. 5.34. Характеристики магнитного усилителя

поэтому уменьшается время открытого состояния исполнительных триодов (уменьшается ширина прямоугольного импульса, увеличивается скважность), следовательно, умень-

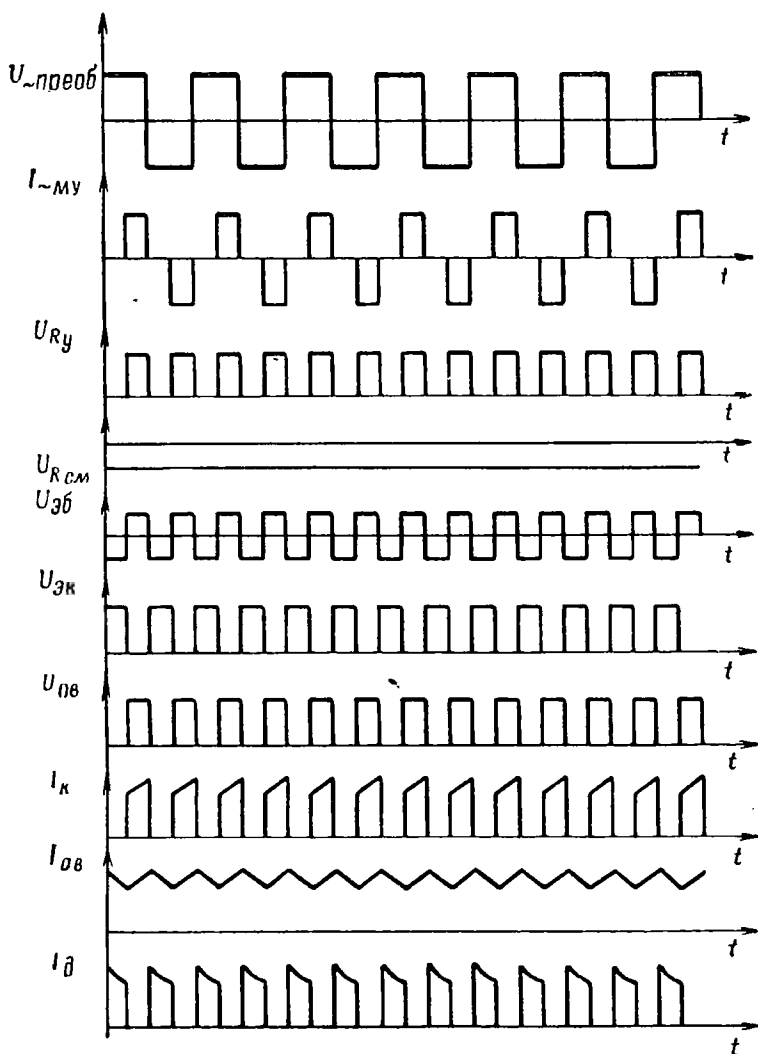


Рис. 5.35. Изменение тока и напряжения на отдельных элементах схемы транзисторного регулятора напряжения

шается ток возбуждения и напряжение на зажимах генератора снижается до прежнего уровня.

Описанный регулятор предназначен для генераторов постоянного тока. Точно такой же регулятор напряжения раз-

работан и для генераторов переменного тока с независимым возбуждением (в этом случае в цепи обмотки управления имеется выпрямительный мост). Но применять транзисторный регулятор для управления генераторами переменного тока с самовозбуждением нецелесообразно. В этом случае лучше использовать регулятор, имеющий в качестве исполнительного органа тиристор (управляемый диод), который может одновременно обеспечить как выпрямление переменного напряжения, так и управление величиной тока возбуждения генератора. При этом общая структура регулятора (преобразователь, МУ) может остаться прежней. В то же время использование тиристоров для регулятора напряжения генератора постоянного тока затруднительно, так как для запираания тиристоров необходима смена полярности напряжения в их силовой цепи. Это, естественно, обеспечивается в генераторах переменного тока с самовозбуждением, где тиристоры работают в цепи с переменным напряжением, но приводит к резкому усложнению схемы регуляторов по сравнению со схемой транзисторного регулятора в генераторах постоянного тока.

§ 5.13. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ УГОЛЬНЫХ РЕГУЛЯТОРОВ

В процессе эксплуатации угольные регуляторы подвергаются периодическому контролю. Регулятор снимается с панели крепления и проверяется: состояние поверхности стабилизирующего сопротивления и сопротивления температурной компенсации (если на поверхности сопротивлений имеются трещины и вспучивания, регулятор направляется в ремонт), электрических соединений и контровки, регулировочного винта и сердечника, надежность крепления панели на самолете, состояние амортизаторов, контактных поверхностей и затяжка гаек на выходных зажимах.

После установки регулятора на самолет проверяется надежность крепления его на панели (состояние пружинных замков). Особенно тщательно контролируется целостность проводов и надежность электрических соединений от зажима «Ж» регулятора к одноименному зажиму трансформатора устойчивости, а также заземление зажима «ЖСГ» трансформатора, ибо разрыв этой цепи ведет к резкому повышению напряжения генератора. Разрыв в данной цепи равносителен обрыву в основной рабочей обмотке электромагнита или спеканию шайб угольного столба.

Регулировка напряжения производится посредством реостата, установленного в узле регулятора. Если ползунок при вращении рукоятки реостата против часовой стрелки будет находиться около упора, это означает, что угольный столб

сильно изношен. В этом случае регулятор должен направляться в ремонт.

Разбирать регулятор на аэродроме не разрешается.

В процессе длительной эксплуатации регулятора вследствие износа угольного столба или усадки пружины якоря, а также ненормальных условий эксплуатации возможно нарушение его настройки. В этом случае регулятор может перейти в неустойчивый режим работы — «режим хлопанья», при котором наблюдаются быстрые колебания стрелки вольтметра, сопровождающиеся вибрацией и щелчками (хлопками) якоря. «Режим хлопанья» вреден для угольных шайб и ведет к их механическому разрушению (раскалыванию и выгоранию).

В начальной стадии нарушения настройки «режим хлопанья» можно наблюдать только в переходных процессах, т. е. при резких и значительных по величине изменениях тока возбуждения генератора. В дальнейшем, по мере усиления нарушения настройки регулятора, зоны его неустойчивой работы увеличиваются, вызывая при этом нарушение условий работы электрооборудования самолета.

Для предотвращения вредного действия «режима хлопанья» на работу электрооборудования самолета, а также на угольный столб регулятора следует периодически проверять настройку регулятора. Проверка осуществляется «прослушиванием» работы регулятора через телефонные трубки, которые присоединяются к зажимам «А» и «Б» через последовательно включенную емкость до 0,5—1,0 мкф при отключенном трансформаторе устойчивости. Если регулятор работает устойчиво, то в момент включения и выключения нагрузки в телефонах слышны одиночные щелчки. Если же после выключения нагрузки слышен непрерывный сильный треск или серия щелчков, это означает, что регулятор работает неустойчиво. Такой регулятор непригоден для дальнейшей эксплуатации и нуждается в специальной настройке посредством изменения воздушного зазора электромагнита и начального сжатия угольного столба. Подобную настройку разрешается выполнять только в ремонтных органах.

ГЛАВА 6

ПАРАЛЛЕЛЬНАЯ РАБОТА АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА

§ 6.1. НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ РАБОТЫ ГЕНЕРАТОРОВ

Рост потребляемой электрической энергии на летательных аппаратах требует увеличения мощности генераторов и аккумуляторов. Применение аккумуляторной батареи очень большой емкости нерационально, так как при этом она будет иметь большой вес и размеры. Установка одного генератора большой мощности оказывается также нецелесообразной из-за трудностей, а иногда и невозможности разместить его на авиадвигателе, используемом для привода генератора. Кроме того, электрическая система, состоящая из одного генератора и одной аккумуляторной батареи, недостаточно надежна в эксплуатационных условиях. Поэтому на современных летательных аппаратах применяется несколько генераторов и одна или две аккумуляторные батареи, включенные на параллельную работу. Число генераторов, устанавливаемых на летательном аппарате, равно числу авиадвигателей или превышает его, доходя до удвоенного числа авиадвигателей.

Параллельная работа генераторов увеличивает надежность снабжения потребителей электроэнергией. В этом случае при выходе из строя одного из генераторов или остановке авиадвигателя, который приводит его в движение, потребители обеспечиваются электроэнергией от других генераторов. При параллельной работе улучшается также использование генераторов и создается возможность установки аккумуляторной батареи меньшей емкости.

Для включения генераторов постоянного тока на параллельную работу необходимо соблюдать следующие условия:

- а) генераторы должны иметь одинаковые напряжения;

б) полярность включаемых на общие шины генераторов должна быть правильной, т. е. плюс каждого генератора должен соединяться с плюсовой шиной, а минус — с минусовой шиной или корпусом летательного аппарата при однопроводной электрической сети.

Если параллельно работающие генераторы вращаются с одинаковой скоростью и имеют одинаковые внешние характеристики, то распределение общей нагрузки между ними будет происходить равномерно. При разных внешних характеристиках распределение нагрузки будет определяться наклоном этих характеристик. На летательных аппаратах устанавливаются обычно однотипные генераторы с одинаковой мощностью.

Основным требованием совместной работы авиационных генераторов является обеспечение равномерного распределения нагрузки между ними. В этом случае достигаются минимальные потери в меди, минимальные нагрев коллектора и износ щеток генераторов, а также исключается возможность перегрузки отдельных генераторов. Совместная работа авиационных генераторов обеспечивается прежде всего применением регуляторов напряжения, которые стремятся совместить внешние характеристики при различных скоростях вращения генераторов. Однако для равномерного распределения нагрузки между генераторами необходимо соблюсти и другие дополнительные условия.

Предположим, что на общие шины для параллельной работы включены два генератора. Распределение тока нагрузки I между ними может быть найдено из следующего уравнения:

$$U = U_1 - I_1 r_1 = U_2 - I_2 r_2, \quad (6.1)$$

где U — напряжение на общих шинах;

U_1 и U_2 — напряжения на зажимах первого и второго генераторов;

r_1 и r_2 — сопротивления внешних цепей первого и второго генераторов.

Определив токи генераторов из уравнения (6.1) и взяв их соотношение, получим

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{(U_1 - U) r_2}{(U_2 - U) r_1}. \quad (6.2)$$

Из выражения (6.2) следует, что, если регуляторы поддерживают равные напряжения генераторов $U_1 = U_2$, нагрузка между генераторами распределяется обратно пропорционально сопротивлениям цепей r_1 и r_2 . Если эти сопротивления равны, нагрузка распределяется между генераторами равномерно.

Равенство напряжений генераторов U_1 и U_2 и сопротивлений цепей r_1 и r_2 является общим необходимым условием параллельной работы генераторов.

§ 6.2. СХЕМА ВКЛЮЧЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ НА ПАРАЛЛЕЛЬНУЮ РАБОТУ И РОЛЬ УРАВНИТЕЛЬНЫХ ОБМОТОК

Несмотря на то что регуляторы напряжения влияют на распределение токов между генераторами, это распределение все же не будет удовлетворительным. Дело в том, что регуляторы при работе дают некоторые отклонения напря-

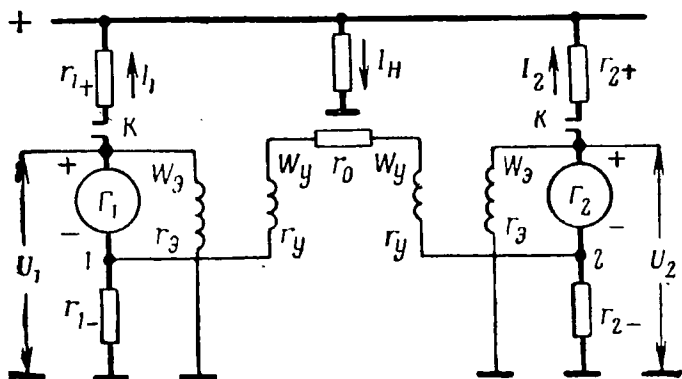


Рис. 6.1. Упрощенная схема соединения двух генераторов на параллельную работу

жения. Это приводит к неравномерному распределению тока между генераторами. Неравенство напряжений, поддерживаемых регуляторами, может быть обусловлено целым рядом причин, основными из которых являются: неточность настройки регуляторов на равные напряжения, влияние изменяющейся окружающей температуры вследствие несовершенства температурной компенсации, расстройка регуляторов в процессе работы под влиянием вибрации и трясок, статизм системы регулирования. Чтобы исключить действие этих причин, необходимо устройство, которое автоматически выравнивало бы напряжение обоих генераторов. Для этой цели используется специальная уравнивательная обмотка с небольшим числом витков, размещаемая на сердечнике электромагнита регулятора вместе с его рабочей обмоткой.

Процесс выравнивания напряжения с помощью уравнивательных обмоток рассмотрим на упрощенной схеме соединения двух параллельно работающих генераторов (снабженных регуляторами напряжения угольного типа), приведенной на рис. 6.1. Уравнивательные обмотки включаются между

отрицательными зажимами генераторов. Ток в этих обмотках создается за счет разности потенциалов точек 1 и 2, возникающей вследствие неодинакового падения напряжения на отрицательных участках цепей генераторов r_{1-} и r_{2-} . Отрицательные участки цепей генераторов представляют собой специальные балластные сопротивления. Эти сопротивления являются калиброванными и помещаются вблизи генератора. Величина балластного сопротивления подбирается таким образом, чтобы для генераторов всех мощностей при номинальном токе нагрузки на этом сопротивлении было падение напряжения, равное 0,5 в, что обеспечивает применение регуляторов напряжения со стандартными уравнительными обмотками. Так, например, для генераторов мощностью 3 кВт сопротивление состоит из одной пластины, для генераторов 6 и 9 кВт соответственно из двух-трех таких же пластин, соединенных параллельно.

Предположим, что генератор G_1 имеет более высокое напряжение, чем генератор G_2 . При равенстве сопротивлений в плюсовых и минусовых цепях генераторов ток первого генератора будет больше тока второго генератора. Следовательно, падение напряжения на балластном сопротивлении первого генератора будет больше, чем на балластном сопротивлении второго генератора, а потенциал точки 2 больше потенциала точки 1. По уравнительной цепи ток потечет от точки 2 к точке 1.

Уравнительные обмотки включаются таким образом, что при указанном направлении в них тока магнитодвижущая сила (м. д. с.) уравнительной обмотки в первом регуляторе совпадает с м. д. с. рабочей обмотки, а во втором регуляторе м. д. с. уравнительной обмотки направлена противоположно м. д. с. рабочей обмотки. Вследствие этого сила притяжения электромагнита первого регулятора несколько возрастает, сопротивление его столба, а следовательно, и сопротивление цепи возбуждения увеличивается, что приводит к понижению напряжения генератора G_1 . Во втором регуляторе, наоборот, сила электромагнитного притяжения уменьшается, угольный столб также уменьшает свое сопротивление и напряжение генератора G_2 повышается.

Таким образом, токи, протекающие по уравнительным обмоткам, стремятся свести $\Delta U = U_1 - U_2$ к минимальному значению, т. е. уменьшить небаланс напряжения, и тем самым создают условия для равномерного распределения нагрузки между генераторами.

Чтобы действие уравнительных обмоток было более эффективным, сопротивление соединяющего их провода (r_0) должно быть минимальным и обеспечивать возможно большую намагничивающую силу этих обмоток при малых значениях ΔU .

§ 6.3. ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ СХЕМЫ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТОКА НАГРУЗКИ МЕЖДУ ПАРАЛЛЕЛЬНО РАБОТАЮЩИМИ ГЕНЕРАТОРАМИ

Для анализа влияния параметров схемы на распределение тока нагрузки между генераторами используем схему параллельной работы, представленную на рис. 6.1.

Элементы схемы помимо указанных выше обозначаются:

W_s — число витков рабочей обмотки электромагнита регулятора;

W_y — число витков уравнивающей обмотки;

r_s — сопротивление рабочей обмотки электромагнита;

r_y — сопротивление уравнивающей обмотки;

r_{1+} и r_{2+} — сопротивления положительных участков цепей генераторов.

При анализе предполагается, что регуляторы напряжения имеют астатическую настройку, при которой для любого установившегося режима работы генератора состояние равновесия сил, действующих на якорь, имеет место при постоянном значении намагничивающей силы электромагнита регулятора.

Если при холостом ходе генераторов и отключенной уравнивающей цепи их э. д. с. имеют значения E_1 и E_2 , причем $E_1 > E_2$, то при включении нагрузки и уравнивающей цепи результирующая намагничивающая сила обмоток электромагнитов регуляторов напряжения получится соответственно равной:

для первого генератора

$$AW_1 = \frac{E_1}{r_s} W_s = \frac{U_1}{r_s} W_s + i_y W_y, \quad (6.3)$$

для второго генератора

$$AW_2 = \frac{E_2}{r_s} W_s = \frac{U_2}{r_s} W_s - i_y W_y, \quad (6.4)$$

где U_1 и U_2 — напряжения на зажимах генераторов;
 i_y — ток в уравнивающих обмотках.

Вычитая из равенства (6.3) равенство (6.4) и произведя некоторые преобразования, найдем

$$E_1 - E_2 = U_1 - U_2 + 2i_y r_s \frac{W_y}{W_s}. \quad (6.5)$$

Обозначив $r_s \frac{W_y}{W_s} = \alpha$, получим

$$E_1 - E_2 = U_1 - U_2 + 2i_y \alpha. \quad (6.6)$$

Согласно схеме (рис. 6.1) напряжение на шинах будет равно

$$U = U_1 - I_1 r_{1+} = U_2 - I_2 r_{2+}, \quad (6.7)$$

откуда

$$U_1 - U_2 = I_1 r_{1+} - I_2 r_{2+}, \quad (6.8)$$

где I_1 и I_2 — токи первого и второго генераторов.

Если пренебречь токами уравнительных обмоток, протекающими через балластные сопротивления, ввиду их незначительной величины по сравнению с нагрузочными токами генераторов и обозначить сумму сопротивлений уравнительных обмоток и уравнительного провода $2r_y + r_0 = 2R_y$, то можно записать

$$I_1 r_{1-} - i_y 2R_y - I_2 r_{2-} = 0, \quad (6.9)$$

откуда

$$i_y = \frac{I_1 r_{1-} - I_2 r_{2-}}{2R_y}. \quad (6.10)$$

Подставив выражения (6.10) и (6.8) в равенство (6.5), получим

$$\Delta E = I_1 r_{1+} - I_2 r_{2+} + \frac{I_1 r_{1-} - I_2 r_{2-}}{R_y} \alpha. \quad (6.11)$$

Токи генераторов I_1 и I_2 можно выразить через общий ток нагрузки $I_1 + I_2 = I_n$ и ток небаланса $\Delta I = I_1 - I_2$, тогда

$$I_1 = \frac{I_n + \Delta I}{2}, \quad (6.12)$$

$$I_2 = \frac{I_n - \Delta I}{2}. \quad (6.13)$$

Подставив эти значения токов генераторов в уравнение (6.11) и умножив правую и левую части равенства на R_y , найдем

$$\begin{aligned} \Delta E R_y = & \left(\frac{I_n}{2} + \frac{\Delta I}{2} \right) r_{1+} R_y - \left(\frac{I_n}{2} - \frac{\Delta I}{2} \right) r_{2+} R_y + \\ & + \left(\frac{I_n}{2} + \frac{\Delta I}{2} \right) r_{1-} \alpha - \left(\frac{I_n}{2} - \frac{\Delta I}{2} \right) r_{2-} \alpha. \end{aligned} \quad (6.14)$$

Раскрыв скобки и произведя перегруппировку, получим

$$\begin{aligned} \Delta E R_y = & \frac{\Delta I}{2} R_y (r_{1+} + r_{2+}) + \frac{\Delta I}{2} \alpha (r_{1-} + r_{2-}) + \\ & + \frac{I_n}{2} R_y (r_{1+} - r_{2+}) + \frac{I_n}{2} \alpha (r_{1-} - r_{2-}). \end{aligned} \quad (6.15)$$

Выделив члены с токами небаланса и вынеся за скобку ΔI , найдем

$$\begin{aligned} & \frac{\Delta I}{2} [R_y(r_{1+} + r_{2+}) + \alpha(r_{1-} + r_{2-})] = \\ & = \Delta E R_y - \frac{I_H}{2} R_y(r_{1+} - r_{2+}) - \frac{I_H}{2} \alpha(r_{1-} - r_{2-}), \end{aligned} \quad (6.16)$$

откуда

$$\Delta I = 2 \frac{\Delta E - \frac{I_H}{2}(r_{1+} - r_{2+}) - \frac{I_H}{2}(r_{1-} - r_{2-}) \frac{\alpha}{R_y}}{\frac{\alpha}{R_y}(r_{1-} + r_{2-}) + (r_{1+} + r_{2+})}. \quad (6.17)$$

Обозначив разность сопротивлений плюсовых и минусовых участков проводов через Δr_+ и Δr_- , получим окончательное выражение для определения тока небаланса

$$\Delta I = \frac{\Delta E - \frac{I_H}{2} \frac{\alpha}{R_y} \Delta r_- - \frac{I_H}{2} \Delta r_+}{\frac{\alpha}{R_y} \cdot \frac{r_{1-} + r_{2-}}{2} + \frac{r_{1+} + r_{2+}}{2}}. \quad (6.18)$$

Выражение (6.18) показывает, что равномерная нагрузка при параллельной работе генераторов ($\Delta I = 0$) может быть обеспечена лишь в случае выполнения трех условий:

- 1) $E_1 = E_2$ — одинаковой настройки регуляторов при холостом ходе генераторов;
- 2) $r_{1-} = r_{2-}$ — равенстве балластных сопротивлений;
- 3) $r_{1+} = r_{2+}$ — равенстве сопротивлений положительных цепей.

Этим исчерпываются все необходимые условия для параллельной работы генераторов. Невыполнение любого из них вызывает неравномерное распределение нагрузки и ведет к нарушению нормальной работы генераторов.

Рассмотрим степень влияния каждого из перечисленных условий на распределение нагрузки между генераторами.

1) Неравенство напряжений настройки регуляторов ($E_1 \neq E_2$; $r_{1+} = r_{2+}$; $r_{1-} = r_{2-}$). Данный случай является наиболее вероятным, так как в процессе эксплуатации, как указывалось выше, могут быть отклонения напряжений отдельных генераторов, поддерживаемых регуляторами. При отключенных уравнивательных обмотках ($2R_y = \infty$) из уравнения (6.18) следует, что ток небаланса генераторов будет равен

$$\Delta I = \frac{\Delta E}{r_+}, \quad (6.19)$$

где $r_+ = \frac{r_{1+} + r_{2+}}{2}$.

Сопротивления проводов r_{1+} и r_{2+} выбираются обычно такими, чтобы при номинальных токах генераторов падение напряжения в них не превышало $I_{\text{ном}} r_{1+} = 0,02 U_{\text{ном}}$.

Следовательно, если разность настройки регуляторов напряжения $\Delta E = 0,02 U_{\text{ном}}$, то ток небаланса генераторов

$$\Delta I = \frac{0,02 U_{\text{ном}}}{\frac{0,02 U_{\text{ном}}}{I_{\text{ном}}}} = I_{\text{ном}} \quad (6.20)$$

т. е. без уравнительных обмоток параллельная работа генераторов была бы невозможной.

При включенных уравнительных обмотках разность токов генераторов будет определяться выражением

$$\Delta I = \frac{\Delta E}{\frac{a}{R_y} r_- + r_+}, \quad (6.21)$$

$$\text{где } r_- = \frac{r_{1-} + r_{2-}}{2},$$

т. е. значительно уменьшается, и нагрузка между генераторами будет распределяться более равномерно. При этом направление тока в уравнительных обмотках регуляторов будет таким, при котором напряжение более нагруженного генератора понижается, а менее нагруженного — повышается.

При неравенстве напряжений настройки регуляторов и $r_{1+} = r_{2+}$, а также $r_{1-} = r_{2-}$ величина тока небаланса не зависит от тока нагрузки; для каждой расстройки регуляторов она является постоянной.

На рис. 6.2 показано распределение тока нагрузки между генераторами при $\Delta E \neq 0$. Из рисунка видно, что даже при отсутствии нагрузки во внешней цепи генераторов существует некоторый ток небаланса, причем первый генератор работает в генераторном режиме, а второй — является потребителем тока.

2) Неравенство балластных сопротивлений ($E_1 = E_2$; $r_{1+} = r_{2+}$; $r_{1-} \neq r_{2-}$). При разомкнутой уравнительной цепи ($2R_y = \infty$) ток небаланса согласно уравнению (6.18) определяется как

$$\Delta I = 0, \quad (6.22)$$

т. е. в данном случае неравенство балластных сопротивлений не оказывает влияния на распределение нагрузки между генераторами. Это видно из схемы включения регуляторов напряжения (рис. 6.1). При включенной уравнительной обмотке ток небаланса

$$\Delta I = - \frac{\frac{I_H}{2} \frac{a}{R_y} \Delta r_-}{\frac{a}{R_y} \cdot \frac{r_{1-} + r_{2-}}{2} + r_+}. \quad (6.23)$$

Из этого выражения следует, что ток небаланса находится в линейной зависимости от тока нагрузки. Чем больше ток нагрузки, тем больше разность токов генераторов (рис. 6.3).

Если предположить, что $r_{1-} > r_{2-}$, то

$$I_1 = \frac{I_H}{2} - \frac{\Delta I}{2} < \frac{I_H}{2} + \frac{\Delta I}{2} = I_2.$$

При этом $I_1 r_{1-} > I_2 r_{2-}$, так как на основании выражения (6.11) при $\Delta E = 0$

$$I_1 r_{1-} - I_2 r_{2-} = \frac{(I_2 r_{2+} - I_1 r_{1+}) R_y}{\alpha} > 0. \quad (6.24)$$

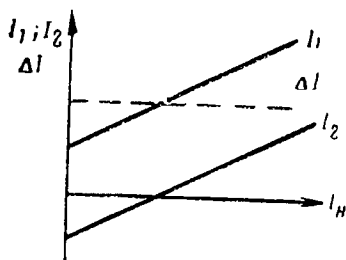


Рис. 6.2. Распределение тока нагрузки между параллельно работающими генераторами при $E_1 \neq E_2$; $r_{1+} = r_{2+}$; $r_{1-} = r_{2-}$

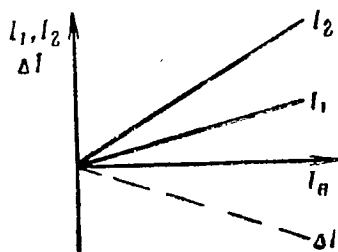


Рис. 6.3. Распределение нагрузки между параллельно работающими генераторами при $E_1 = E_2$; $r_{1+} = r_{2+}$; $r_{1-} \neq r_{2-}$

Если $I_1 r_{1-} > I_2 r_{2-}$, то, как это следует из выражения (6.10),

$$i_y = \frac{I_1 r_{1-} - I_2 r_{2-}}{2R_y} > 0. \quad (6.25)$$

Таким образом, по уравнивательной цепи будет протекать ток такого направления, при котором напряжение менее нагруженного генератора понижается, а напряжение второго генератора, более нагруженного, повышается.

Уравнительные обмотки при неравенстве сопротивлений отрицательных участков цепей не способствуют равномерному распределению нагрузки между параллельно работающими генераторами, а наоборот, распределение нагрузки в этом случае становится более неравномерным, чем при разомкнутой уравнивательной цепи.

Балластные сопротивления в системах с большими нагрузками весьма малы, поэтому всякое ухудшение состояния контакта в местах присоединения балластного сопротивления к генератору или к корпусу летательного аппарата может привести к значительной неравномерности распре-

деления тока между генераторами при больших нагрузках сети.

3) Неравенство сопротивлений положительных участков цепей генераторов ($E_1 = E_2$; $r_{1-} = r_{2-}$; $r_{1+} \neq r_{2+}$). В данном случае величина тока небаланса при замкнутой уравнивательной цепи на основании уравнения (6.18) будет равна

$$\Delta I = - \frac{\frac{I_H}{2} \Delta r_+}{\frac{\alpha}{R_y} r_- + \frac{r_{1+} + r_{2+}}{2}} \quad (6.26)$$

и зависеть при данных параметрах цепей от общего тока нагрузки. Распределение нагрузки между генераторами при $r_{1+} \neq r_{2+}$ показано на рис. 6.4.

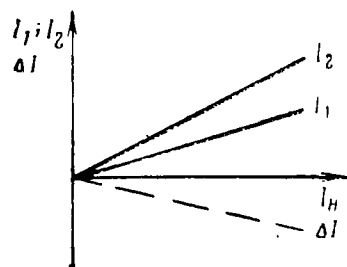


Рис. 6.4. Распределение нагрузки между параллельно работающими генераторами при $E_1 = E_2$; $r_{1-} = r_{2-}$; $r_{1+} \neq r_{2+}$

Если $r_{1+} > r_{2+}$, то $I_1 < I_2$. Следовательно, при равных балластных сопротивлениях $I_1 r_{1-} < I_2 r_{2-}$ и согласно равенству (6.10)

$$i_y = \frac{(I_1 - I_2) r_-}{2 R_y} < 0. \quad (6.27)$$

Ток в уравнивательной цепи имеет такое направление, при котором напряжение менее нагруженного генератора будет увеличиваться, а напряжение более нагруженного — уменьшаться.

Таким образом, влияние неравенства сопротивлений положительных участков цепей генераторов на распределение нагрузки между параллельно включенными генераторами относительно невелико благодаря выравнивающему действию уравнивательных обмоток регуляторов напряжения.

§ 6.4. НАСТРОЙКА ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ РАБОТЫ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПАРАЛЛЕЛЬНО РАБОТАЮЩИХ ГЕНЕРАТОРОВ

Настройка параллельной работы генераторов на летательном аппарате выполняется после проверки правильности включения регуляторов напряжений.

Настройка производится следующим образом. Ручки реостатов настройки регуляторов напряжения всех параллельно работающих генераторов устанавливаются по заводской отметке (или в среднее положение). Затем запускаются авиадвигатели и регуляторы напряжения прогреваются.

После прогрева обороты авиадвигателей устанавливаются равными средним эксплуатационным. С помощью реостата настройки устанавливается одинаковое напряжение 28,5 в при холостом ходе, поочередно отключая каждый генератор от сети. После регулирования генератор снова включается в бортовую сеть летательного аппарата. В полете каждый генератор нагружается примерно на 75% номинального тока и их токи с помощью реостата настройки выравниваются. После 30—60 мин полета, когда вся электросистема прогреется, распределение тока нагрузки между генераторами уточняется. При нагрузке 75—100% на каждый генератор токи всех генераторов уравнивают путем постепенного изменения положения ручек реостатов. На генераторах с большим током напряжение уменьшают, а на генераторах с меньшим током — увеличивают. Добившись равенства токов генераторов, настройку их параллельной работы заканчивают.

В последующих полетах следует периодически контролировать величины токов и напряжений генераторов.

Если в полете невозможно обеспечить нагрузку генераторов на 75—100% номинальной, настройку параллельной работы производят при максимально возможной нагрузке.

На летательных аппаратах, где нет доступа к реостатам настройки во время полета, настройка параллельной работы выполняется на земле при нагрузке генераторов, равной 50% номинальной. При этом время настройки должно быть ограниченным во избежание перегрева генераторов, работающих без продува.

При настройке параллельной работы величина расхождения токов генераторов не должна превышать 20% номинального значения. В случае расхождения токов сверх допустимой нормы регулировку параллельной работы генераторов производят повторно.

При обнаружении неисправности одного из параллельно работающих генераторов во время полета, особенно в случае значительного возрастания напряжения, его нужно своевременно отключить от сети выключателем, приняв меры к уменьшению нагрузки, если остальные генераторы окажутся перегруженными.

Если, несмотря на значительную нагрузку в сети, один из генераторов не «отдает» тока, его следует выключить, проверить и при необходимости увеличить напряжение генератора, а затем снова включить в сеть. Если и после этого генератор не «воспринимает» нагрузку, его целесообразно отключить от сети.

При параллельной работе генераторов в случае малых нагрузок в бортовой сети (значительно меньших, чем суммарная допустимая нагрузка всех генераторов) возможны вре-

менные отключения отдельных генераторов от сети вследствие срабатывания минимального дифференциального реле. Это явление вполне закономерно и допустимо, так как ввиду малой нагрузки оставшиеся включенными в сеть генераторы полностью обеспечат питание потребителей, оставаясь в то же время значительно недогруженными.

В случае увеличения нагрузки отключенные генераторы автоматически подключаются к сети и берут часть нагрузки на себя.

ГЛАВА 7

ПЕРЕДАЧА И РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Независимо от типа и назначения летательного аппарата (ЛА) системы электроснабжения состоят из первичных (основных) и вторичных (вспомогательных) энергетических систем. Первичные энергосистемы получают электрическую энергию от первичных источников постоянного или переменного тока, вторичные энергосистемы обеспечиваются питанием в результате преобразования первичной энергии (по роду тока, напряжению и частоте) с помощью электромашинных или статических преобразователей (см. главу 9).

Для передачи и распределения электрической энергии от источников первичной и вторичной энергосистем к потребителям, установленным на ЛА, необходимо иметь промежуточное, связующее устройство. Таким устройством является система передачи и распределения электрической энергии, включающая электрическую сеть со всем возможным монтажным и установочным оборудованием, обеспечивающая надежную и бесперебойную передачу электрической энергии от источников питания к потребителям.

Электрическая сеть состоит из следующих основных элементов: электрических проводов (шин), коммутационной аппаратуры, аппаратуры защиты (источников энергии, потребителей и проводов) от коротких замыканий и перегрузок, системы защиты от помех и статического электричества, приборов контроля.

§ 7.1. КЛАССИФИКАЦИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ

Электрическую сеть летательного аппарата классифицируют по назначению, электрическим параметрам, системе передачи электроэнергии, системе распределения электроэнергии, канальности, защите, конфигурации (геометрии).

Классификация по назначению. В зависимости от назначения отдельных участков электрическую сеть подразделяют на питательную и распределительную (первичную и вторичную).

Питательная сеть — это сеть, служащая для передачи электрической энергии от источников питания к шинам центральных распределительных устройств — ЦРУ (основным шинам энергоузла).

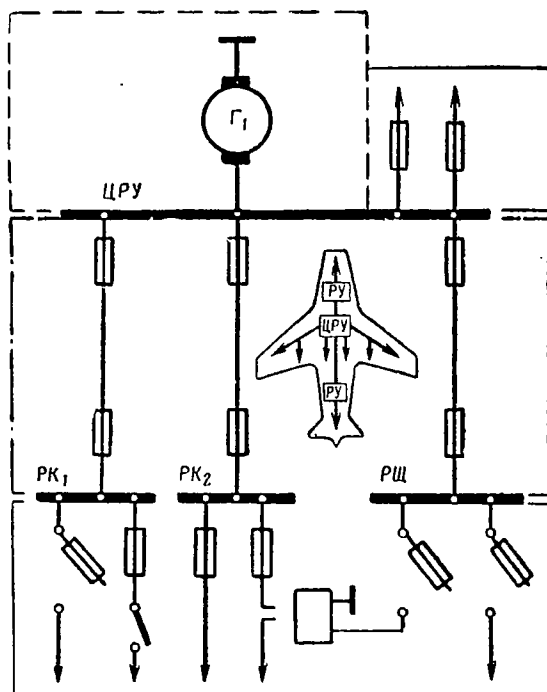


Рис. 7.1. Смешанная система распределения электрической энергии

Распределительная сеть — это сеть, подводящая электрическую энергию от ЦРУ ко вторичным (групповым) распределительным устройствам — РУ (РК, РЩ, ЭЩ, пультам членов экипажа) и к отдельным потребителям. Часть распределительной сети от ЦРУ до групповых распределительных устройств РУ (расположенных как можно ближе к соответствующей группе потребителей) называется **первичной распределительной сетью**¹. Другая же часть распределительной сети, подводящая электрическую

¹ В некоторых классификациях питательную сеть и первичную распределительную объединяют одним понятием — **питательная сеть**.

энергию от групповых распределительных устройств к отдельным потребителям, называется вторичной распределительной сетью.

На рис. 7.1 питательная сеть обведена штриховой линией, а первичная и вторичная распределительные сети соответственно — штрих-пунктирной и сплошной линиями.

Классификация по электрическим параметрам соответствует классификации систем электроснабжения летательных аппаратов (см. главу 1). Сети постоянного тока низкого напряжения (27 в) и трехфазного переменного тока высокого напряжения (200/115 в) стабильной частоты 400 гц получили

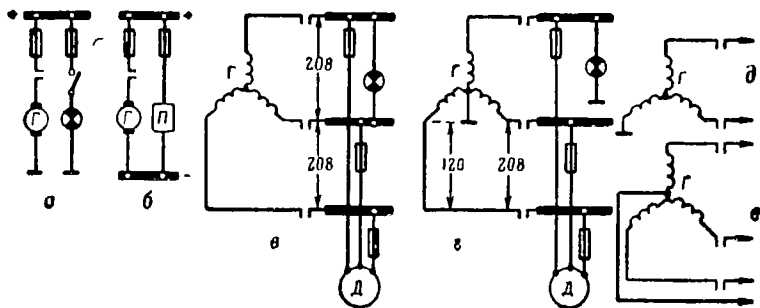


Рис. 7.2. Схемы однопроводной (а), двухпроводной (б), трехпроводной с изолированной (в) или заземленной (г) нейтралью, двухпроводной для трехфазного тока (д) и четырехпроводной (е) систем передач

преимущественное распространение в первичных энергосистемах. Во вторичных энергосистемах применяются в основном сети трех- и однофазного переменного тока (36 и 115 в), а также постоянного тока низкого напряжения (27 в).

Классификация по системе передачи электроэнергии. На летательных аппаратах основными электросистемами являются системы переменного трехфазного тока и постоянного тока с использованием корпуса ЛА соответственно в качестве нулевого или минусового провода. Находят применение также системы переменного трехфазного тока с изолированной нейтралью и однофазные. В зависимости от принятой на ЛА системы электроснабжения (первичной и вторичной энергосистем) выбирается способ передачи электрической энергии от источника к потребителям, определяющий вид системы передачи. Возможны следующие системы передачи электрической энергии на ЛА: однопроводные, двухпроводные и смешанные для постоянного и переменного однофазного тока; двух-, трех- и четырехпроводные — для переменного трехфазного тока.

При однопроводной системе передачи (рис. 7.2, а) к каждому источнику и потребителю подводится лишь плю-

совой провод. В качестве минусового провода используется металлический корпус летательного аппарата. Металлизация (см. § 7.3) способствует обеспечению надежного контакта между отдельными элементами конструкции. Преимуществом однопроводной системы являются значительное сокращение веса электросети (до 40% по сравнению с двухпроводной), относительно малое сопротивление минусового провода — массы летательного аппарата, удобство ремонта и эксплуатации. К недостаткам следует отнести большую вероятность коротких замыканий, так как замыкание любого провода на корпус является коротким замыканием электрической сети.

Однопроводная система передачи нашла широкое применение на всех видах ЛА с энергосистемами постоянного и однофазного переменного тока.

В двухпроводной системе передачи электрической энергии (рис. 7.2, б) к каждому источнику и потребителю подводят прямой и обратный провода. Двухпроводная система, несмотря на большую надежность при коротких замыканиях проводов на корпус и безопасность для экипажа (при отсутствии потребителей, имеющих соединение обратного провода с массой), не находит широкого использования из-за значительного веса.

В некоторых случаях используются смешанные системы передачи, когда сеть в основном выполнена однопроводной и только на отдельных участках ее, где невозможно обеспечить надежный контакт минусового провода с корпусом (например, на авиадвигателе), прокладывается двухпроводная сеть.

Двухпроводная система передачи для трехфазного тока (рис. 7.2, д) возможна, когда трехфазный генератор не имеет вывода силового нуля. В качестве третьего провода при этом используется масса ЛА, к которой подключается одна из фаз генератора (система не нашла широкого применения на ЛА).

Трехпроводная система передачи с изолированной (рис. 7.2, в) или заземленной (когда в качестве нулевого провода используется корпус ЛА) силовой нейтралью (рис. 7.2, г) находит основное применение в энергосистемах трехфазного переменного тока.

Четырехпроводная система передачи с нулевым проводом (рис. 7.2, е) не находит широкого применения, так как экономичнее в качестве нулевого провода использовать корпус ЛА.

Классификация по системе распределения электрической энергии. В зависимости от назначения и размеров летательного аппарата, количества источников электрической энергии и возможности их параллельной работы, а также от рас-

положения источников энергии по отношению друг к другу и к мощным потребителям (или группам потребителей) на ЛА применяются следующие четыре системы распределения электрической энергии: централизованная, смешанная, децентрализованная и раздельная (автономная). Первые три системы предусматривают параллельное включение источников энергии. Они применяются при неавтономном распределении электроэнергии, т. е. когда источники работают на одну общую сеть, к которой присоединены все потребители.

Централизованная система распределения электрической энергии характеризуется тем, что вся энергия от источников питания подается к одному центральному распределительному устройству ЦРУ, а затем от шин ЦРУ распределяется между отдельными потребителями.

Смешанная система распределения электрической энергии (рис. 7.1) позволяет сократить вес сети предыдущей системы. Для этого вся энергия от источников питания подается к ЦРУ, расположенному поблизости от силовых потребителей, получающих энергию непосредственно от него. Остальная энергия от шин ЦРУ распределяется по групповым распределительным устройствам РУ (распределительным коробкам РК, электрошкафам ЭЩ, панелям управления и т. п.), обеспечивающим питание и управление отдельных потребителей.

Децентрализованная система распределения (рис. 7.3) характеризуется тем, что энергия от источников электрической энергии подается не к одному ЦРУ, а к шинам нескольких ЦРУ (основным шинам энергоузла), расположенным рядом с генераторами. От каждого ЦРУ энергия поступает к близлежащим потребителям непосредственно или через РУ, расположенным в кабинах членов экипажа, или в местах группового расположения потребителей. Для увеличения живучести энергосистемы все ЦРУ соединяются между собой или объединяются в две самостоятельные группы, которые при аварийном режиме источников переключаются на совместную работу.

Децентрализованная система получила широкое распространение на всех видах и типах ЛА, особенно на средних и тяжелых. Смешанная система применяется на средних ЛА с незначительным числом источников электрической энергии малой мощности, с достаточно разветвленной электрической сетью, но имеющей небольшое количество мощных потребителей. Централизованная система используется на легких ЛА и с успехом может применяться во вторичных системах энергоснабжения.

Раздельная система распределения электрической энергии (автономная) характеризуется тем, что каждый

источник электроэнергии подключается на отдельную электрическую сеть и на присоединенные к ней потребители. Она применяется в том случае, когда невозможна параллельная работа источников электрической энергии: при одновременном наличии систем электроснабжения постоянного и переменного тока, в энергосистемах переменного тока нестабилизированной частоты (или как аварийный вариант при выходе генераторов из синхронизма), при различных допусках по напряжению и частоте у источников электроэнергии.

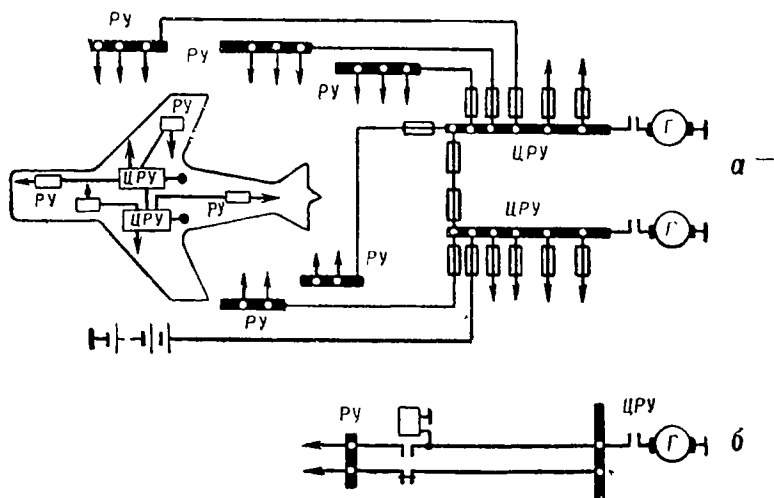


Рис. 7.3. Децентрализованная система распределения электрической энергии:

а — разомкнутая радиальная сеть; б — автоматическое резервирование линии

Раздельная система распределения находит применение как в первичных, так и во вторичных системах энергоснабжения.

Классификация по канальности. Электрическая сеть может быть одноканальной и многоканальной (двухканальной — рис. 7.6, б, трехканальной — рис. 7.4, б), т. е. с передачей электроэнергии по нескольким параллельным линиям.

Классификация по защите. Электрическая сеть может быть выполнена защищенной и незащищенной.

Классификация по конфигурации. Конфигурация (геометрия) первичной распределительной сети определяет надежность, бесперебойность и качество электроснабжения потребителей, селективность защиты, живучесть и вес сети. По конфигурации первичные распределительные сети (или питающие) делятся на разомкнутые, замкнутые и комбинированные.

Разомкнутые первичные распределительные сети. Разомкнутой называют такую сеть, в которой электрическая энергия может поступать к групповым распределительным устройствам только в одном направлении. В зависимости от способа соединения первичных и вторичных распределительных устройств разомкнутые сети могут быть двух видов: радиальными и магистральными. В радиальных сетях¹ все вторичные распределительные устройства, получающие питание от ЦРУ, включены парал-

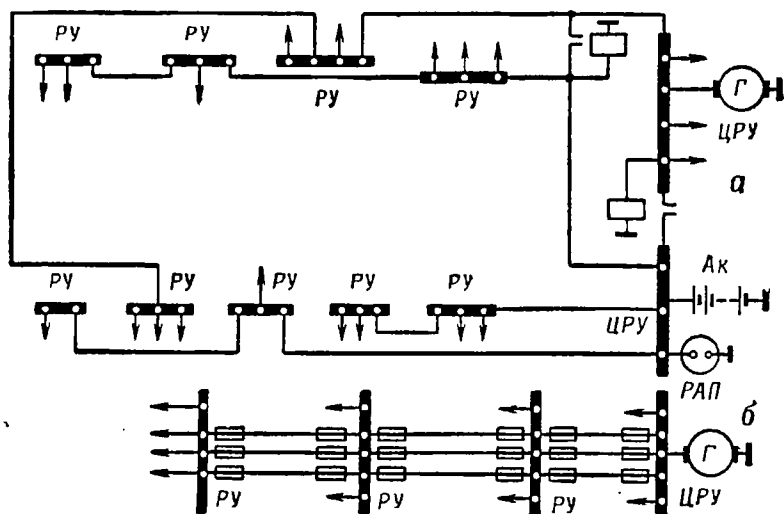


Рис. 7.4. Разомкнутые магистральные сети

лельно между собой (рис. 7.3, а). Простота в монтаже и эксплуатации и небольшой вес определяют широкое применение разомкнутых радиальных сетей, несмотря на их малую надежность и живучесть. Применение автоматического резервирования линии питания (рис. 7.3, б) или многоканальных сетей повышает их надежность. В магистральных сетях распределительные шины первичных и вторичных распределительных устройств соединяются последовательно (рис. 7.4). В разомкнутых магистральных сетях напряжение на шинах РУ существенно изменяется с ростом количества последовательно включенных шин. В сетях с большим числом РУ трудно обеспечить селективность срабатывания защиты, а последовательное включение шин РУ снижает их надежность по сравнению с радиальными.

Замкнутые первичные распределительные сети. Замкнутой называют такую сеть, в которой шины

¹ Приведенные понятия радиальных и магистральных сетей относятся и к замкнутым первичным распределительным сетям.

распределительных устройств получают питание от независимых источников по меньшей мере с двух сторон. Независимыми считаются источники, у которых нарушение режима работы или повреждение (например, короткое замыкание на ЦРУ) не влечет за собой выхода из работы других источников. Эти сети могут быть также радиальными и магистральными. Замкнутые радиальные сети (рис. 7.5, а, б)

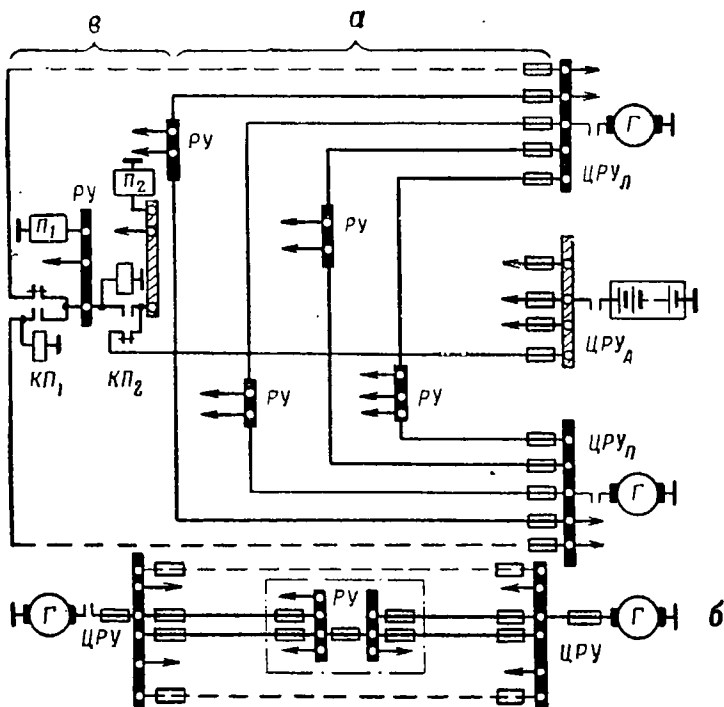


Рис. 7.5. Замкнутые радиальные сети

по сравнению с разомкнутыми имеют повышенную надежность и живучесть при обрывах и коротких замыканиях в линиях передачи и на шинах РУ; при коротких замыканиях на шинах ЦРУ только часть энергосистемы выходит из строя, прекращая энергоснабжение соответствующих потребителей. В замкнутых магистральных сетях (рис. 7.6) напряжение на шинах РУ при симметричном распределении нагрузок по шинам изменяется незначительно.

Применение многоканальных (особенно трехканальных и более) независимых линий питания повышает надежность электроснабжения в разомкнутых и замкнутых магистральных сетях (рис. 7.4, б, 7.6, б).

Для повышения живучести энергосистемы шины всех ЦРУ обычно соединяют между собой. Так, соединив шины ЦРУ генераторов (рис. 7.5, б, штриховые линии) двумя каналами, мы получим кольцевую¹ сеть, имеющую главное и вторичное энергетическое кольцо. Количество последних на ЛА определяется числом сосредоточенных групп потребителей. Энергия к первичным распределительным шинам (ЦРУ) в данном примере подводится по пяти каналам, а ко вторич-

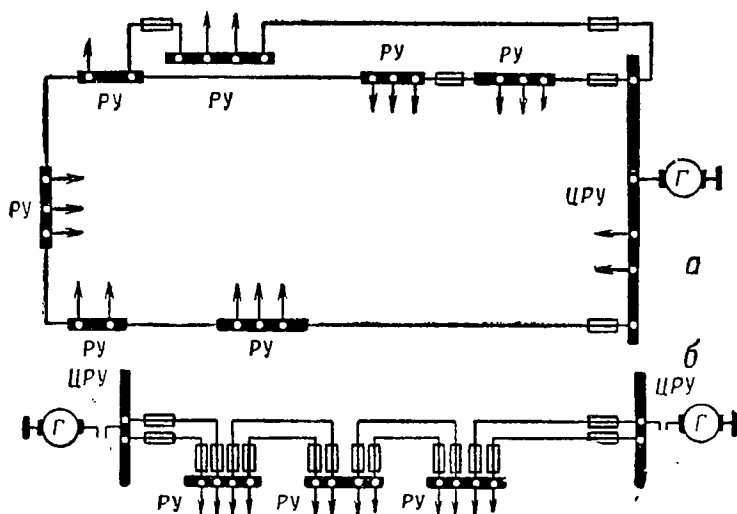


Рис. 7.6. Замкнутые магистральные сети

ным (РУ) — по трем (трехканальная первичная распределительная сеть). Многоканальные сети с селективной защитой практически сохраняют живучесть до последнего источника энергии при неоднократных замыканиях и обрывах линий питания.

Комбинированные первичные распределительные сети представляют собой всевозможные комбинации различных видов замкнутых и разомкнутых сетей, выбор сочетания которых определяется назначением ЛА и ролью отдельных РУ в обеспечении надежности электроснабжения. Вводить разомкнутые сети даже для второстепенных потребителей следует ограниченно и только при явном преимуществе в весовом отношении и селективности срабатывания защиты.

¹ Замкнутые сети, у которых каждая линия имеет аппарат защиты с двух сторон, называют также кольцевыми [19].

§ 7.2. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СЕТИ И ПУТИ ИХ РЕАЛИЗАЦИИ

Помимо общих технических требований к авиационному оборудованию, к системам электроснабжения, и в частности к электрическим сетям, предъявляется ряд дополнительных требований:

1. Обеспечение надежного и бесперебойного снабжения электроэнергией потребителей в любых условиях эксплуатации и при воздействии боевых средств противника (приводящих к обрыву проводов, коротким замыканиям проводов, шин РУ и ЦРУ, а также выходу из строя отдельных источников питания), т. е. обеспечение высокой эксплуатационной надежности, малой уязвимости и большой живучести.

Это требование реализуется путем:

а) Повышения надежности резервированием, т. е. рациональным применением избыточных элементов (см. главу 13), например многоканальных сетей, резервных (аварийных) источников питания и т. п.

б) Использования замкнутых сетей или резервированных разомкнутых.

в) Применения раздельной системы распределения электрической энергии для автономной работы генераторов при взлете и посадке в целях повышения надежности питания дублированных потребителей.

г) Раздельного питания в полете наиболее ответственных потребителей и их резервных агрегатов или двойного питания (а иногда и управления) наиболее ответственных потребителей I-й категории (по первичной и вторичной распределительной сети), т. е. вплоть до клемм потребителя.

По характеру требований в отношении бесперебойности электроснабжения все потребители электроэнергии разделяются на следующие две категории:

— потребители I-й категории, имеющие боевое назначение (электрифицированное вооружение, радиолокационные прицелы и т. п.) и обеспечивающие полет летательного аппарата (пилотажные приборы и системы, электрифицированные системы управления летательным аппаратом, приборы контроля и управления силовыми установками и т. п.), т. е. такие потребители, перерыв в электроснабжении которых может привести к невыполнению боевого задания или повлечь за собой аварию или катастрофу;

— потребители II-й категории, перерыв в работе которых может ухудшить условия работы экипажа или усложнить условия полета, не приводя к последствиям, указанным выше; к ним относятся все потребители, не входящие в I-ю категорию, или потребители I-й категории, имею-

щие резерв или взаимное дублирование с питанием основных и резервных (дублирующих) агрегатов от независимых источников или распределительных устройств.

д) Автоматического переключения ответственных потребителей с распределительной шины, вышедшей из строя, на нормально работающую или аварийную сеть.

В качестве примера на рис. 7.5, в показано питание потребителя $П_1$ от шины правого ЦРУ_н, электрически не соединенного с левым. Схема предусматривает автоматическое переключение шины РУ с одной электросистемы на другую. Обмотка контактора переключения $КП_1$ при нормальной работе системы находится под напряжением той электросистемы, от которой питается шина данного РУ (т. е. от ЦРУ_н). В аварийном режиме обмотка $КП_1$ обесточится, что приведет к отключению потребителей данного РУ от поврежденной цепи и подключению к другой системе питания (от ЦРУ_л). Помимо основной шины в РУ имеется и аварийная (на рис. 7.5, в заштрихована), к которой подключены потребители I-й категории (например, $П_2$), получающие питание в нормальном режиме от основного источника. В особо аварийном режиме, когда обесточатся шины обоих ЦРУ (а следовательно, и обмотка контактора $КП_2$), произойдет переключение аварийной шины к источнику аварийного питания (в данном случае к аккумулятору).

е) Выполнения монтажа сети таким образом, чтобы по возможности уменьшить последствия от воздействия боевых средств противника. Для этого независимые питающие линии первичной распределительной сети, а также линии к основным и резервным (дублирующим) агрегатам прокладываются по различным бортам ЛА. Взаимодублирующие агрегаты по возможности размещаются на некотором удалении один от другого. Наиболее ответственные участки сети располагаются так, чтобы они были защищены от осколков силовыми элементами конструкции летательного аппарата. Применяются специальные меры по уменьшению опасности повреждения шин всех распределительных устройств, например, изолируют их или выполняют монтаж шин в изолированном от корпуса коробе.

2. Обеспечение высокого качества электрической энергии, получаемой потребителем.

Это требование вызвано тем, что многие потребители ненормально работают или совсем выходят из строя, если напряжение или частота (для потребителей переменного тока) будут ниже некоторого допустимого значения. Электрическая сеть должна быть рассчитана так, чтобы отклонение напряжения на клеммах потребителей электрической энергии не превышало величин, указанных в табл. 7.1, при соответствующих допустимых отклонениях напряжения первичных и

вторичных (отмечены в таблице знаком *) источников питания.

Таблица 7.1

Допустимые отклонения напряжения в бортовой сети

Тип энергосистемы	Напряжение на клеммах потребителя, в	Напряжение источника энергии, в
Система трехфазного переменного тока	200/115 $\pm 5\%$ 200 $\pm 5\%$ 36 $\pm 5\%$	208/120 $\pm 2\%$ 208 $\pm 2\%$ 36 $\pm 3\%$ *
Система однофазного переменного тока	115 $\pm 5\%$	115 $\pm 3\%$ *
Система постоянного тока	27 $\pm 10\%$	28,5 $\pm 3\%$ 28,5 $+5\%$ -10% *

Качество электрической энергии зависит не только от выбора источников энергии, но и от системы передачи и распределения электрической энергии, конфигурации и защиты первичной распределительной сети. Так, например, применение многоканальных первичных распределительных сетей, селективность и быстродействие защиты, обеспечение питания мощных потребителей от РУ, близлежащих к источникам питания, монтаж сети по кратчайшим маршрутам с минимальным количеством соединений и переходных сопротивлений в контактах и т. п. способствуют повышению качества электроэнергии, получаемой потребителем.

3. Обеспечение защиты радиооборудования и магнитных приборов от помех, возникающих при работе агрегатов электрооборудования или вызванных электростатическими зарядами.

§ 7.3. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ ПЕРЕДАЧИ И РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

Электрические провода

Провода для летательных аппаратов отличаются повышенными электрическими и механическими свойствами и стойкостью к действию топлива и масла. Медные луженые многожильные бортовые провода типа БПВЛ имеют виниловую изоляцию в лакированной оплетке из хлопчатобумажной пряжи. Хлопчатобумажная лакированная оплетка в дальнейшем, вероятно, будет заменяться капроновой, имеющей небольшую гигроскопичность.

Полихлорвинил, представляющий собой эластичный материал из органических пластмасс, используется как изоляционный материал в виде трубок, лент, пленки и т. п. Значительная механическая прочность, устойчивость против истирания и действия топлива, масла, кислот и т. п., а также ряд других положительных качеств способствовали широкому применению полихлорвиниловой изоляции на летательных аппаратах. К недостаткам полихлорвинила следует отнести его малую теплостойкость ($60-70^{\circ}\text{C}$), определяющую предельно допустимую температуру нагрева изолированных проводов, и небольшую морозостойкость ($32-35^{\circ}\text{C}$). Предельный нагрев проводов с полихлорвиниловой изоляцией при длительной нагрузке, наиболее опасной для проводов, установлен не выше 90°C (т. е. перегрев 70°C при температуре окружающей среды $+20^{\circ}\text{C}$).

Внедрение стекловолоконистой, кремнеорганической и других видов термостойкой изоляции позволит обеспечить работу проводов при более высоких температурах. В настоящее время применяются провода типа ПТЛ с термостойкой изоляцией из фторопласта, в оплетке из стекловолокна, пропитанного кремнеорганическим лаком, допускающие нагрев до $200-250^{\circ}\text{C}$.

Помимо термостойкости немаловажным свойством для авиационных проводов является механическая прочность и эластичность их изоляции. В связи с этим разрабатываются специальные износостойчивые провода, например типа БИН (бортовой износостойчивый нагревостойкий), имеющие несколько слоев изоляции и оплеток из фторопласта и стеклоткани со специальной лакировкой поверхности провода и термообработкой.

В последние годы на летательных аппаратах кроме медных проводов находят применение и алюминиевые (БПВЛА, ПТЛА). Они в три раза легче медных, что весьма существенно для летательных аппаратов. Но их большое электрическое сопротивление, потеря механической прочности при нагреве ограничивают их широкое использование. Поэтому они применяются в основном для прокладки питательных сетей, имеющих большое сечение, где существенный выигрыш в весе оправдывает эксплуатационные недостатки. Для высоковольтных цепей (систем зажигания, радиотехнических средств и т. п.) используются специальные высоковольтные провода, например типа ПВЛ с толстой резиновой изоляцией и одной жилой сечением $1,3\text{ мм}^2$.

В цепях, создающих сильные радиопомехи, используют те же типы проводов, но имеющие металлическую оплетку — экранировку, электрически соединенную с корпусом летательного аппарата (к маркировке добавляется буква Э — экранированный).

Монтажное и установочное оборудование

Для удобства монтажа и демонтажа электрической сети в местах конструктивных и технологических разъемов, у съемного оборудования и на всевозможных групповых распределительных устройствах применяют чаще всего многостыревые штепсельные разъемы ШР и РМ (малогабаритные) обычного или герметичного (ШРГ, РМГ) исполнения. Провода обычно объединяются в жгуты с максимальным диаметром не более 55—70 мм, которые обматываются или помещаются в трубы из изоляционного материала и крепятся к конструкции ЛА специальными зажимами, хомутами, скобами и т. п. Жгуты, прокладываемые в металлических трубах, дополнительно обшиваются защитным материалом.

Жгуты, состоящие из проводов, изоляция которых по своей теплостойкости не соответствует температуре окружающей среды отсека, в котором они прокладываются, защищаются теплостойким изоляционным материалом.

Для обмотки жгутов или тепловой защиты используется капроновое полотно (11-КШ-300), стеклоткань (НТ-7), хлопчатобумажная (АНЗМ), капроновая (АЗТ) или асбестовая (АТ-1, -2, -3, -4) ткани, изоляционные ленты из полихлорвинила, стеклоткани или фторопласта-4, трубки из полихлорвинилового пластиката и т. п.

Вся коммутационная и защитная аппаратура на летательном аппарате размещается в распределительных — релейных коробках РК и на специальных электрощитках ЭЩ, распределительных щитах РЩ или панелях пультов управления членов экипажа. Разнообразие наименований групповых распределительных устройств определяется тем, что они отражают как особенность их конструктивного исполнения, так и назначение.

Коммутационная аппаратура

Для управления агрегатами электрооборудования на летательном аппарате применяется коммутационная аппаратура, которую по способу приведения в действие можно подразделить на две группы: прямого действия и дистанционного действия.

Аппаратура прямого действия, управление которой производится вручную, применяется для длительного и кратковременного воздействия на цепи с силой тока, не превышающей 35 а (например, цепи электроосветительных установок, электродвигателей небольшой мощности, контакторов и т. п.). По конструктивному выполнению выключатели и переключатели бывают одно-, двух- и трехполюсные (т. е. коммутирующие

одновременно одну, две или три цепи) и однополюсные четырехпозиционные.

По принципу работы выключатели и переключатели делятся на перекидные, имеющие только фиксированное положение контактов и ручек, причем для возврата их в исходное положение необходимо приложить усилие в обратном

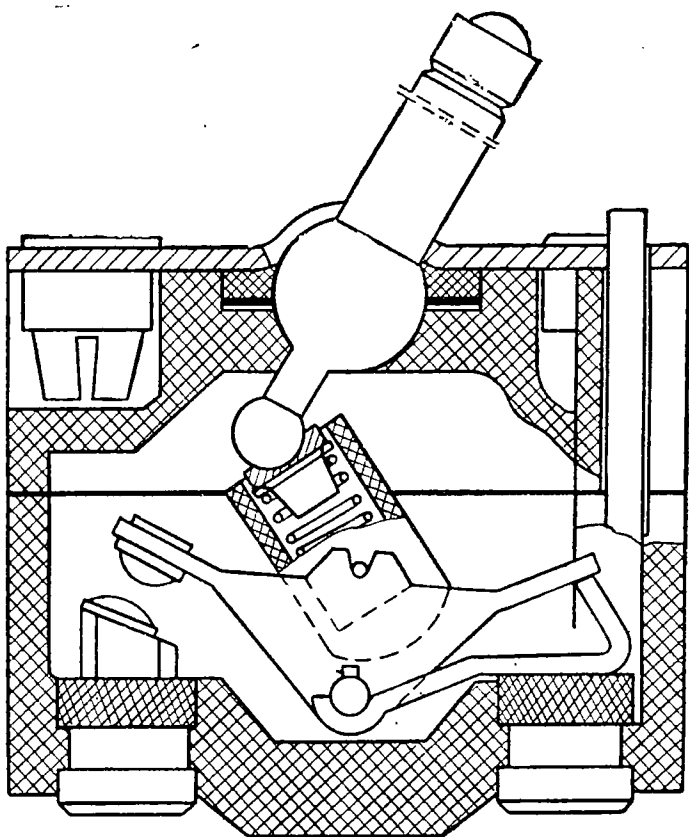


Рис. 7.7. Выключатель герметичный типа ВГ

направлении, и на нажимные, имеющие нажимные (с самовозвратом) положения контактов и ручек, которые возвращаются в исходное положение самостоятельно. Однополюсные четырехпозиционные переключатели коммутируют одновременно только одну электрическую цепь, но в зависимости от положения ручки (одного из четырех) выполняют роль нажимных или перекидных переключателей (в разных сочетаниях) или полностью разрывают цепь (при среднем положении ручки). Для повышения надежности применяются образцы коммутационной аппаратуры (рис. 7.7) в герме-

тичном исполнении (к маркировке добавляется буква Г — герметичный). В табл. 7.2 приведены основные типы коммутационной аппаратуры прямого действия. Из таблицы нетрудно уяснить также принцип их маркировки. Для кратковременной коммутации электрических цепей с током до 5 а используются нажимные кнопки типа 5к, 204к, 205к.

Таблица 7.2

Основные типы коммутационной аппаратуры прямого действия

Коммутационная аппаратура прямого действия	Перекидные (П)		Нажимные (Н)	
	с нейтральным положением (Н)	без нейтрального положения	с нейтральным положением (Н)	без нейтрального положения
Выключатели (В)	—	В-45 ВГ-15	—	ВН-45 ВНГ-15
Переключатели (П)	ППН-45 2ППН-45	ПП-45 ППГ-15 2ПП-45	ПН-45 ПНГ-15 2ПН-45	ПНН (с нормально замкнутым вторым контактом)

Аппаратура дистанционного действия представляет собой электромагнитные устройства, с якорем которых связаны контакты. Управление ими осуществляется или аппаратурой прямого действия или защитной аппаратурой. В зависимости от величины тока коммутируемой нагрузки различают собственно контакторы (с номинальным током 25—600 а) и коммутационные реле (с током 5—10 а).

Контакторы. Принцип действия и особенности конструкции контакторов рассмотрим на примере одноцепевого включающего малогабаритного контактора типа КМ с двухобмоточным электромагнитом втяжного типа, рассчитанного на работу в длительном режиме (рис. 7.8). При включении двухобмоточного контактора ток вначале идет только по пусковой обмотке *ПО* с малым сопротивлением. Потребление большой мощности при этом не опасно для нагрева электромагнита, так как этот процесс длится сотые доли секунды. В конце хода сердечника-якоря 2 ($\delta_{я}=0,6 \div 0,7$ мм), когда имеется уже большой запас электромагнитной силы, шток 1 размыкает контакты 7, шунтирующие удерживающую обмотку *УО*. Потребляемый ток при этом резко уменьшается вследствие того, что последовательно с низкоомной пусковой обмоткой *ПО* включена высокоомная удерживающая обмотка *УО*. Для удержания же контактов в замкнутом состоянии достаточно будет суммарных ампер-витков обеих обмоток.

В момент соприкосновения контактов переходное сопротивление имеет очень большую величину, что может привести к сильному нагреву контактов вплоть до их оплавления.

Предотвращению этого способствует предварительное сжатие пружины 5, которое обеспечивает резкое нарастание в данный момент контактного давления. При резком движении подвижных контактов 4 в момент соприкосновения с неподвижными происходит упругий удар, вызывающий отскок («дребезг») подвижных контактов. При этом между контактами может возникнуть дуга, вызывающая их интенсивный износ. Для устранения явления «дребезга» ход якоря $\delta_{я}$ выбирается большим контактного зазора $\delta_{к}$, чем обеспечивается дополнительное сжатие контактной пружины после соприкосновения контактов.

Выбор оптимальной величины предварительного сжатия контактной пружины 5 производится с учетом следующих соображений. «Дребезг» контактов наблюдается не только при недостаточном сжатии пружины, когда отскакивает подвижная часть контактной системы, но и при большом сжатии, когда происходит жесткий удар и отскакивает вся подвижная система,

включая и сердечник-якорь 2 электромагнита. Имея в виду вторую функцию контактной пружины, ее называют иногда демпферной (буферной). В контакторах типа КП две функции пружины самостоятельно выполняют контактная и демпферная пружины. После замыкания контактов нормальная работа их зависит в первую очередь от качества контактного перехода, характеризуемого переходным сопротивлением R_k или падением напряжения в контактном переходе ($\Delta U_{к.н}$) при номинальном токе (I_n). Выделяющаяся мощность в контактном переходе $P_k = \Delta U_{к.н} I_n$ вызывает нагрев контактов, который может привести к их свариванию.

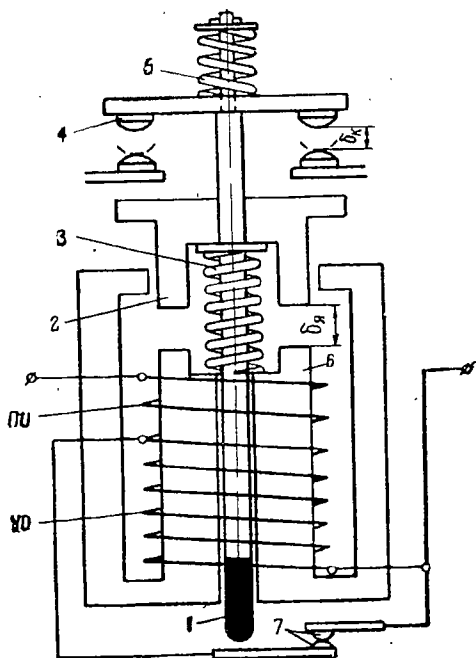


Рис. 7.8. Контактор типа КМ:

1 — шток; 2 — сердечник-якорь; 3 — возвратная пружина; 4 — подвижные контакты; 5 — контактная пружина; 6 — неподвижный сердечник (стоп); 7 — шунтирующие контакты

Переходное сопротивление зависит от материала, формы и состояния контактов, а также от контактного давления. Контакты силовых контакторов ($I_n > 50$ а) из сплавов серебра и окиси кадмия или меди типа ОК-12 (12% CdO и 88% Ag) и СОМ-8 (10% CuO и 90% Ag) хорошо противостоят свариванию, обладают низким и стабильным переходным сопротивлением и большой работоспособностью. Контакты выполняются цилиндрической формы со сферической контактной поверхностью, обеспечивающей точечный контакт. В процессе эксплуатации состояние контактов ухудшается из-за переноса металла и нагарообразования, но критерием их работоспособности является не внешний вид, а переходное сопротивление. Переходное сопротивление должно быть таким, чтобы падение напряжения на две пары контактов при номинальном токе не превышало $\Delta U_{к.п} = 240$ мв, в противном случае контакты заменяются новыми.

Для обеспечения надежной работы контактора при эксплуатационных снижениях напряжения (т. е. при меньшей намагничивающей силе) его тяговую характеристику увеличивают путем специальной конструкции конца сердечника-якоря 2 и неподвижного сердечника (стопа) 6. При снижении напряжения до 5—3 в сердечник-якорь 2 электромагнита совместно с подвижными контактами 4 отводится возвратной пружиной 3 в исходное положение. При размыкании контактов система должна обеспечить надежное гашение дуги, которое зависит от физических свойств материала контактов, параметров контактной системы (расстояния δ_k , количества разрывов цепи и скорости расхождения контактов), влияния окружающих условий (давления, температуры, влажности) и параметров нагрузки коммутируемой цепи. Эффективным способом ликвидации дуги между контактами в низковольтных системах является применение контактной системы с двойным разрывом цепи. При увеличении скорости расхождения контактов, зависящей от силы возвратной пружины, время горения дуги также снижается.

Трехцепевые контакторы (например, типа ТКД-203Д), включающие и переключающие, сходны по конструкции с одноцепевыми двухобмоточными контакторами и отличаются только разделением контактной системы на три контактные группы, расположенные в отдельных изолированных камерах для предотвращения межфазовых перекрытий.

Реле. В электрооборудовании летательных аппаратов применяются главным образом коммутационные электромагнитные реле постоянного и переменного тока, совмещающие функции коммутирующего устройства и чувствительного элемента.

Наибольшее распространение в настоящее время получили реле типа ТКЕ клапанного типа с Ш-образным

(рис. 7.9, а, б) магнитопроводом и одним или двумя рабочими воздушными зазорами. Катушка реле бескаркасная, намотана непосредственно на сердечник и изолирована от него лакотканью. В автоматических системах управления находят применение реле напряжения и тока, аналогичные по конструкции ТКЕ. Расшифровка маркировки реле и некоторых типов контакторов приведена в табл. 7.3.

Для коммутации цепей переменного тока применяются контакторы и реле переменного тока с электромагнитами постоянного тока. Питание на обмотку при этом подается от специальной сети постоянного тока или от сети переменного тока через встроенный выпрямитель. Элек-

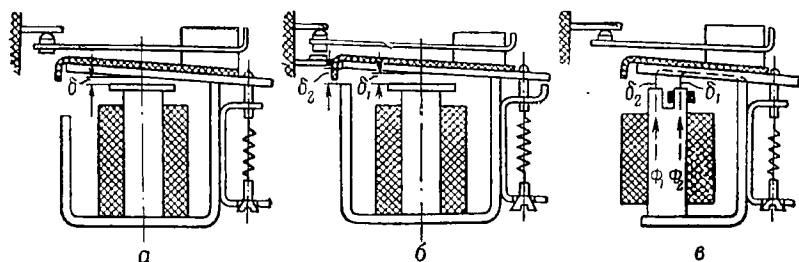


Рис. 7.9. Магнитные системы клапанного типа авиационных электромагнитных реле

тромагниты переменного тока в авиационных контакторах пока не находят применения, так как они относительно тяжелы и имеют худшие характеристики по сравнению с электромагнитами постоянного тока.

Детекторные же реле переменного тока заменяются реле, с электромагнитами, работающими на переменном токе. При этом увеличение веса магнитопровода и обмотки примерно компенсируется отсутствием блока диодов. Для устранения вибрации якоря используется наиболее дешевый и простой способ с применением короткозамкнутого витка $W_{к.з.}$, который располагается на магнитопроводе (рис. 7.9, в). При наличии витка притяжение якоря происходит под действием двух потоков Φ_1 и Φ_2 , существующих одновременно, но сдвинутых в пространстве и во времени. При переходе одного потока через нуль другой имеет какую-то определенную величину, благодаря чему значение электромагнитной силы не снижается до нуля.

Концевые и программные выключатели и переключатели. С помощью их осуществляется автоматическое выключение и переключение по заданной программе. Наиболее простым случаем выполнения программы является отключение (и подготовка на обратное действие) электродвигателя механизма с помощью концевых выключателей в крайних положениях.

Расшифровка маркировки реле и некоторых типов контакторов

Место знака	1	2	3	4	5	6	7
Что обозначает	Номинальное напряжение	Назначение	Величина номинального тока		Количество и вид контактов данного аппарата		Режим работы
Шифр			(разряд)	(количество единиц данного разряда)			
			II — нуль целых	Цифры — десятые доли ампера			
Шифр	M — менее 1 в	K — контактор или коммутационное реле	E — единицы D — десяти C — сотни T — тысячи	Цифры — количество единиц данного разряда	Цифра обозначает количество нормально закрытых контактов (отсутствует обозначается цифрой 0)	Цифра обозначает количество нормально открытых контактов (отсутствует обозначается цифрой 0)	Д — длительный К — кратковременный И — импульсный
	III — (шесть) 6 в	T — токовое реле					
	П — (пятнадцать) 15 в	D — детекторное реле					
	T — (тридцать) 27 в	H — реле напряжения					
	C — (сто) 115 в D — (двести) 200 в	B — реле времени П — с питанием цепи управления переменным током					
					Количество переключающих контактов	П	

Примером программных выключателей могут служить электродвигательные реле времени типа ПМЕ и АВР в пусковых панелях. При относительно больших усилиях на шток выключателя применяются концевые выключатели типа ВК-44. Микровыключатели типа ВК и КВ-6 отличаются от них тем, что являются малогабаритными и обеспечивают четкое переключение контактов при весьма небольших перемещениях подвижных частей. Характерным для авиационных микровыключателей (как и для выключателей) является то, что они не имеют специальных средств искрогашения, но их конструктивное выполнение обеспечивает быстрый переброс контактов в новое положение без образования «тянущейся» дуги. В маркировке концевых выключателей типа ВК и КВ число означает род переключения, например ВК-140 и КВ-6 — переключатели, ВК-141 и КВ-6-2 — включатели, ВК-142 и КВ-6-1 — выключатели. Дополнительные цифры и буквы в полной маркировке указывают на способ подсоединения проводов и конструкцию штока.

Защитная аппаратура

При эксплуатации электрической сети летательного аппарата наиболее часто встречающимися неисправностями являются короткие замыкания в потребителях и сети, перегрузка потребителей (например, электромеханизмов при возрастании момента на валу) и обрывы проводов, не приводящие к короткому замыканию. Для предотвращения тяжелых последствий аварийных режимов в цепях питательной и распределительной сети устанавливается защита. Исключение составляют лишь цепи бортовых аккумуляторов или источников аэродромного питания, а также отдельных потребителей (например, электромеханизма привода шасси), которые должны обязательно выполнить свои функции, несмотря на то что они после этого могут выйти из строя.

К аппаратам защиты кроме общих требований, предъявляемых к электрооборудованию летательных аппаратов, предъявляется ряд специфических требований, основными из которых являются селективность, инерционность и быстродействие.

Селективность (избирательность) действия защиты обеспечивает отключение только поврежденного участка. При наличии в цепи нескольких последовательно включенных аппаратов защиты сначала должен сработать ближайший к месту короткого замыкания аппарат, и только в случае его отказа — последующий за ним аппарат, обладающий большей выдержкой времени. Ступенчатое увеличение выдержки времени аппаратов защиты по мере удаления от потребителей и приближения к источникам достигается соответствующим подбором их ампер-секундных характеристик.

Инерционность защиты исключает возможность ее срабатывания при действии кратковременных пусковых токов, превосходящих номинальные токи в защищаемом участке сети.

Быстродействие защиты необходимо для обеспечения минимально возможного времени отключения цепей при возникновении короткого замыкания в целях уменьшения размеров его последствия, сохранения живучести энергосистемы и качества электрической энергии.

Из возможных видов защиты сети и потребителей от коротких замыканий и перегрузок (максимально токовой, тепловой, дифференциально-токовой, направленной и др.) наиболее широкое применение на летательных аппаратах получила **максимально токовая защита**, реагирующая на превышение тока нагрузки над номинальным значением; она может служить и защитой от перегрузок. Максимально токовые аппараты используются для защиты всех фидеров потребителей (распределительной сети) и питательных сетей. Применение селективной защиты обеспечивает отключение при коротких замыканиях поврежденного участка сети, сохраняя живучесть энергосистемы, так как защита питательной сети не будет реагировать на короткие замыкания в распределительной сети. Выбор рациональной схемы и параметров максимально токовой защиты сети почти во всех случаях дает возможность получить необходимую селективность и минимальное время отключения участка, в котором произошло короткое замыкание, от исправной части сети. Максимально токовая защита является в настоящее время основным видом защиты сетей постоянного тока на ЛА. Это относится и к системам электроснабжения ЛА с переменным током для защиты однофазных и трехфазных питательных и распределительных сетей. К простейшим аппаратам максимально токовой защиты относятся предохранители и биметаллические автоматы защиты.

Защищаемые объекты — потребители и провода — могут кратковременно выдерживать определенные токовые нагрузки. На основе экспериментальных исследований получают зависимость времени нагрева защищаемого объекта до предельно допустимой температуры от тока, протекающего по нему. Эти характеристики получили название **тепловых характеристик объектов** (рис. 7.10, кривая *а*). Для максимального использования тепловых возможностей защищаемого объекта необходимо, чтобы время срабатывания защиты имело аналогичную зависимость от величины тока, протекающего через него. Характеристика, выражающая зависимость времени срабатывания защиты в функции тока, получила название **ампер-секундной характеристики аппарата защиты** (рис. 7.10, кривая *б*). Она позво-

ляет определить эффективность действия максимально токовой защиты, т. е. необходимое быстроедействие при отключении токов короткого замыкания, требуемую чувствительность к токам перегрузки и необходимую инерционность при пусковых токах и кратковременных изменениях нагрузки.

Важнейшим параметром максимально токовой защиты является критический ток $I_{a, \text{крит}}$, который данный тип защиты выдерживает относительно длительное время (значительно превышающее время полета

ЛА) при определенных внешних условиях. Номинальный ток аппарата защиты $I_{a, \text{ном}}$, указываемый в паспорте и на корпусе самого аппарата, выбирается несколько меньшим критического, чтобы избежать ложного срабатывания защиты вследствие изменения условий окружающей среды. Приближенные значения критических токов плавких предохранителей для нормальных атмосферных условий и окружающей температуры $+20^\circ\text{C}$ приведены на рис. 7.11. В идеальном случае ампер-секундная характеристика аппарата защиты должна совпадать с тепловой

характеристикой защищаемого объекта или проходить эквидистантно и несколько ниже ее. Но так как на практике это получить не удастся, то стремятся к тому, чтобы ампер-секундная характеристика аппарата защиты проходила близко к тепловой характеристике объекта, оставаясь ниже ее при средних и больших нагрузках и несколько выше — при малых нагрузках, как это изображено на рис. 7.10. При таком расположении характеристик номинальный ток аппарата защиты $I_{a, \text{ном}}$ будет близок к номинальному току объекта $I_{o, \text{ном}}$, что позволяет выбрать аппарат защиты по номинальному току защищаемого объекта. Защита объекта будет обеспечена при средних и больших перегрузках и не обеспечена лишь при малых перегрузках, но при этом не будет ложных срабатываний при небольших случайных перегрузках. Защиту цепей потребителей от коротких замыканий и перегрузок выбирают по номинальному току потребителя с учетом характера их работы $I_{a, \text{ном}} = k I_{o, \text{ном}}$ (где $k \geq 1$ — коэффи-

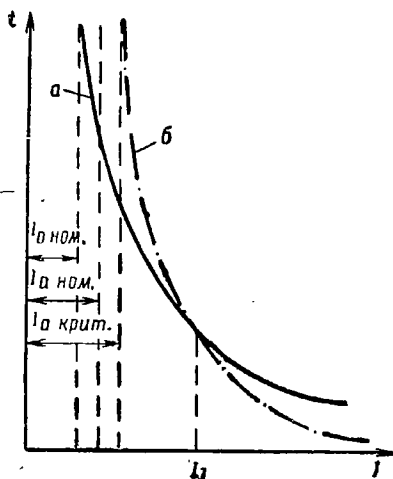


Рис. 7.10. Характеристика аппарата максимально токовой защиты:

a — тепловая характеристика защищаемого объекта; b — ампер-секундная характеристика аппарата защиты

циент запаса). Если ток потребителя при всех режимах его работы не превышает номинального, то защита выбирается на ближайший больший ток по сравнению с номинальным.

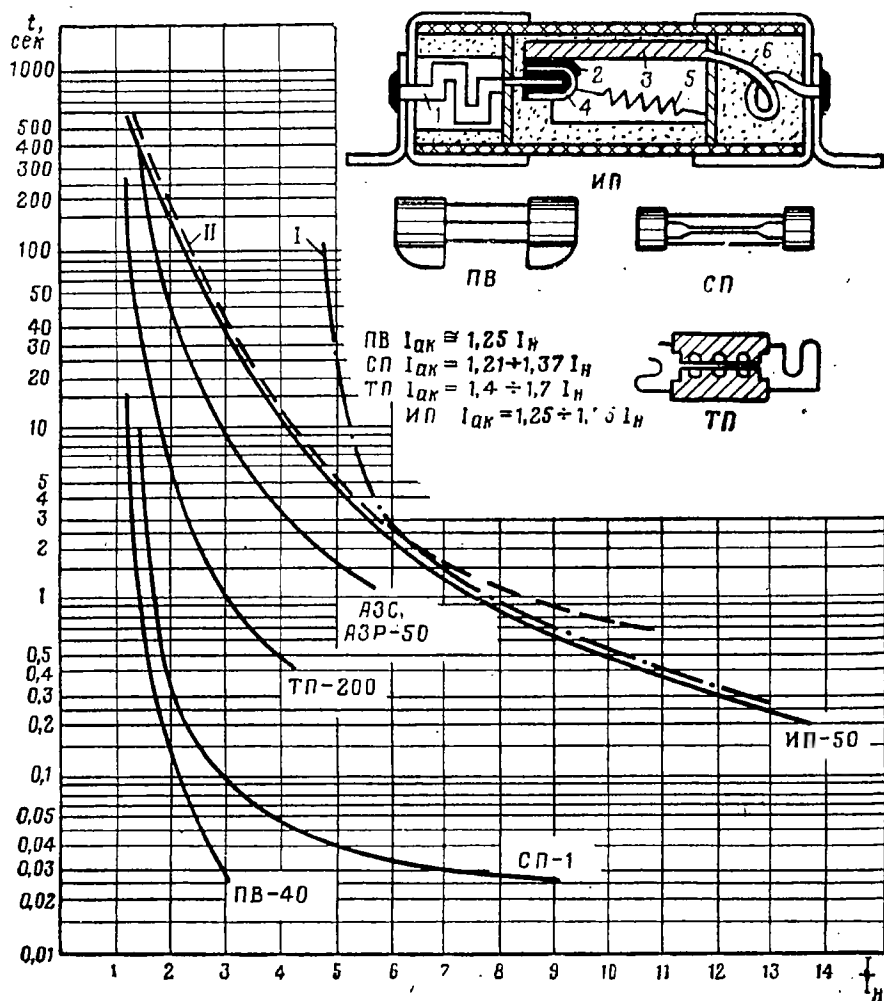


Рис. 7.11. Аппараты максимальной токовой защиты и их ампер-секундные характеристики. Конструкция ИП:

1 — тугоплавкая вставка; 2 — припой; 3 — пластинка; 4 — скоба; 5 — пружина; 6 — спираль

В этом случае коэффициент запаса приближается к единице, и для защиты могут быть использованы все виды предохранителей. Если потребители в некоторых режимах потребляют ток, превосходящий номинальный, например электродвига-

тели с пусковым током $(3 \div 8) I_{\text{ном}}$, то защита выбирается с учетом этих режимов. Имея в виду кратковременность пусковых токов, безынерционную защиту выбирают из условия $I_{\text{а.ном}} = (0,6 \div 0,7) I_{0.\text{пуск}}$. При этом безынерционные предохранители не будут защищать электродвигатель от перегрузок, а поэтому целесообразнее использовать инерционные предохранители или биметаллические автоматы защиты.

Учитывая, что потребители имеют различные тепловые характеристики и режимы работы, применяют следующие аппараты максимально токовой защиты: плавкие, тугоплавкие и инерционно-плавкие предохранители, биметаллические автоматы защиты.

Плавкие предохранители серий ПВ и СП. Плавкие предохранители серии ПВ (на номинальные токи 2; 6; 10; 20; 30 и 40 а — в закрытом исполнении и токи 60; 80 и 100 — в открытом исполнении) малоинерционны, а стеклянно-плавкие серии СП (на токи 1; 2; 3; 5; 10; 15; 20; 25; 30 и 40 а) обладают несколько большей инерционностью. Обе серии предохранителей относятся к классу малоинерционных предохранителей (рис. 7.11), не обеспечивающих защиту потребителей с большими пусковыми токами. Наибольшее различие ампер-секундные характеристики однотипных плавких предохранителей на различные номинальные токи имеют в области малых токов. Так как при одном и том же токе время срабатывания больше у предохранителя с большим номинальным током, то это используют для обеспечения селективной защиты при небольших токах коротких замыканий и перегрузках. При больших токах ампер-секундные характеристики приближаются одна к другой (небольшое различие во времени срабатывания), в результате чего предохранители не обеспечивают селективности защиты.

Тугоплавкие предохранители серии ТП (в закрытом исполнении двух вариантов конструкции на 200; 300; 400 а и 600, 900 а) малоинерционны и применяются для защиты силовых цепей с пусковыми токами небольшой кратности и в цепях генераторов.

Инерционно-плавкие предохранители серии ИП (на токи 5; 10; 15; 20; 30; 35; 50; 75; 100; 150 и 250 а) состоят (рис. 7.11) из последовательно соединенных тугоплавкой и инерционной вставок. Ампер-секундные характеристики отдельных элементов ИП даны на рис. 7.11 штрихпунктирной линией — для тугоплавкой вставки I и штриховой линией — для инерционной вставки II. Результирующая характеристика ИП приведена там же сплошной линией. При больших перегрузках и токах короткого замыкания плавится тугоплавкая латунная вставка. При небольших, но продолжительных перегрузках тепло от нагревательного элемента — спирали 6 передается припою 2 через медную пластинку 3,

выполняющую роль элемента, инерционного в тепловом отношении. Припой, расплавляясь, освобождает скобу 4, которая оттягивается пружиной 5, разрывая электрическую цепь.

Инерционно-плавкие предохранители ИП, имея значительную выдержку (при $2I_{\text{ном}}$ в течение 1,3—2,3 мин, при $7I_{\text{ном}}$ — от 2 до 10 сек) защищают электрические цепи потребителей с большим пусковым током, главным образом электродвигателей, у которых $I_{\text{пуск}} \approx (3 \div 8)I_{\text{н}}$. Предохранители ИП рассчитываются по номинальному току потребителей без учета пусковых токов.

Плавкие предохранители из-за ряда присущих им недостатков (одноразовость действия, трудность обнаружения неисправности предохранителя и замены его в полете, непостоянство характеристик и невозможность проверки их) в большинстве случаев заменяются на биметаллические (тепловые) автоматы защиты.

Биметаллические автоматы защиты серии АЗС и АЗР. В основу принципа действия биметаллического автомата защиты сети положен прогиб биметаллического элемента при нагревании проходящим по нему током защищаемой цепи или его составляющей. Подавляющее большинство авиационных тепловых автоматов защиты выполняется с непосредственным нагревом. При этом, если номинальный ток $I_{\text{н}} \leq 20$ а, то весь ток пропускается через биметаллический элемент, а если $I_{\text{н}} > 20$ а, то применяется шунт и через элемент пропускается часть тока, но не менее чем 5 а.

В зависимости от кинематической схемы промежуточного устройства биметаллические автоматы защиты делятся на автоматы защиты сети АЗС без свободного расцепления органа управления и контактной системы и автоматы защиты со свободным расцеплением АЗР (АЗС на 2; 5; 10; 15; 20; 25; 30; 40; 50; 75; 100; 150; 200 и 250 а, АЗР на 6; 10; 15; 25; 30; 40; 50; 100; 200 и 250 а и др.). В авиационном оборудовании получили широкое распространение также биметаллические автоматы защиты в герметичном исполнении АЗСГ и АЗРГ, некоторые из них имеют дополнительно токовую отсечку.

Автомат защиты сети АЗС (рис. 7.12). Автомат включается с помощью поворота рычажной рукоятки 5. При этом пружина 6, помещенная внутри рукоятки, сжимается, а каретка 2 нижним концом рычажной рукоятки 3 перемещается, преодолевая возвратную пружину 9. Как только поршень 4 рукоятки перейдет на вторую половину двуплечего рычага с подвижным контактом 7, он под действием разжимающейся пружины 6 замкнет контакты. Одновременно защелка 1 каретки 2 попадет на зуб 11, приваренный к биметаллической пластине 10, обеспечивая удержание контактов в замкнутом положении. АЗС работает не только

как автомат защиты, но и как обычный выключатель. При отключении АЗС вручную каретка продолжает оставаться во взведенном состоянии с помощью защелки 1 и зуба 11. Если рабочий ток превысит допустимое значение, то нагретая биметаллическая пластина прогнется вниз, освобождая защелку 1. Под действием возвратной пружины 9 каретка 2 переместится влево и переведет рычажную рукоятку 5 в крайнее правое положение. Контакты 7 и 8 разомкнутся. Нажатием на рычажную рукоятку можно удерживать контакты в замкнутом состоянии, несмотря на то что под действием тока перегрузки биметаллическая пластина остается прогнутой. Этого сделать нельзя в автомате АЗР со свободным расцеплением.

Автоматы АЗС целесообразно устанавливать для защиты той аппаратуры (вооружение, связанное оборудование и т. п.), включение которой в особых случаях необходимо даже при наличии неисправности в их цепях.

Автомат защиты АЗР (рис. 7.13). Автомат включается

также с помощью рычажной рукоятки 3. При ее повороте подвижная ось 2, перемещаясь в прорези рычага (собачки) 4, переводит ось вспомогательной пружины 9 в крайнее правое положение. При этом пружина 9 сначала сжимается, а затем выпрямляется и перебрасывает конец рычага 6 в крайнее левое положение, замыкая контакты 1 и растягивая возвратную пружину 7.

Автомат АЗР, так же как и АЗС, выполняет одновременно функции обычного выключателя. Но в отличие от АЗС, у которого возвратная пружина остается до срабатывания защиты в сжатом состоянии, в АЗР возвратная пружина взводится при каждом включении.

В случае протекания через биметаллическую пластину 8 тока, превышающего номинальный, свободный конец ее про-

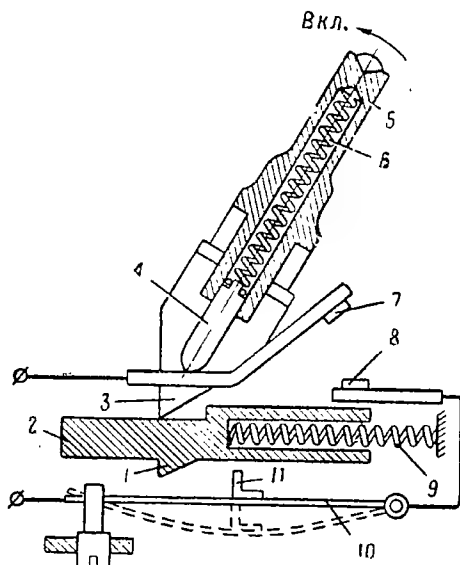


Рис. 7.12. Автомат защиты сети типа АЗС:
1 — защелка; 2 — каретка; 3 — конец рычажной рукоятки; 4 — поршень рычага; 5 — рычажная рукоятка; 6 — пружина рукоятки; 7 — подвижный контакт; 8 — неподвижный контакт; 9 — возвратная пружина; 10 — биметаллическая пластина; 11 — зуб биметаллической пластины

гнется вверх и повернет рычаг 5 механизма свободного расцепления, освобождая опору рычага 4. Рычаг 4, выйдя из зацепления, под действием пружин 9 и 7 повернется на оси по часовой стрелке. Одновременно конец рычага 6 отойдет вправо, размыкая контакты 1. Удержать же контакты в замкнутом состоянии или вновь замкнуть их нажатием на рукоятку 3 не удастся, пока биметаллическая пластина не придет в исходное положение, т. е. пока не будет ликвидирована причина перегрузки или короткого замыкания. Это связано с тем, что рычаг 5 механизма свободного расцепле-

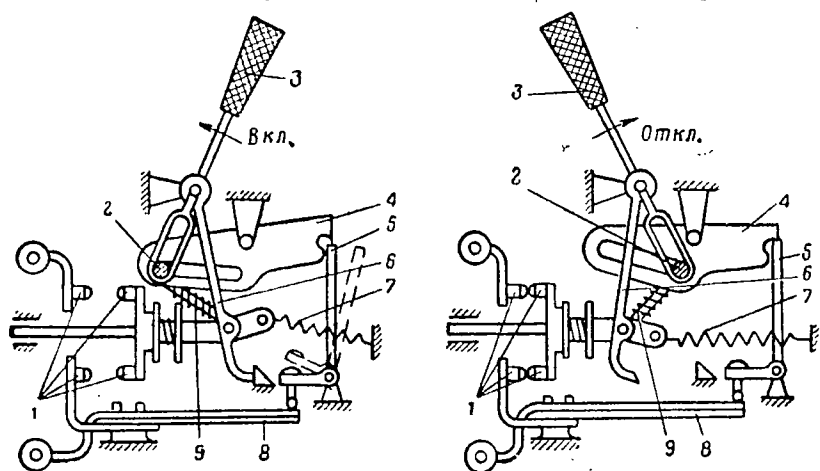


Рис. 7.13. Автомат защиты сети типа АЗР;

1 — контакты; 2 — подвижная ось; 3 — рычажная рукоятка; 4 — рычаг (собачка); 5 — рычаг механизма свободного расцепления; 6 — рычаг; 7 — возвратная пружина; 8 — биметаллическая пластина; 9 — вспомогательная пружина

ния под действием биметаллической пластины переместится и расцепится с рычагом 4, что не позволит рычажной рукоятке 3 замкнуть контакты 1. При перемещении рычажной рукоятки 3 рычаг 4 поворачивается вокруг своей оси, а пружина 9 не будет деформироваться и нажимать на рычаг 6, замыкающий контакты 1.

АЗР обязательно устанавливается в сетях, проходящих пожароопасные места, где принудительное включение при аварийном режиме опасно и недопустимо, например в цепях топливных насосов.

Автоматы АЗР по сравнению с АЗС имеют лучшие ампер-секундные характеристики и большую разрывную мощность. В автоматах АЗР (АЗРГ) цепь разрывается в двух точках, что обеспечивает лучшие условия гашения дуги.

Биметаллические автоматы защиты всех типов имеют значительно большую тепловую инерцию (рис. 7.11), чем плавкие предохранители (исключая ИП) и большую чув-

ствительность, реагируя на незначительную, но длительную перегрузку. В связи с этим они применяются для защиты объектов с большими пусковыми токами. К достоинствам их следует отнести то, что они являются аппаратами многократного действия и одновременно выполняют функции защитного аппарата и выключателя. Необходимо также отметить

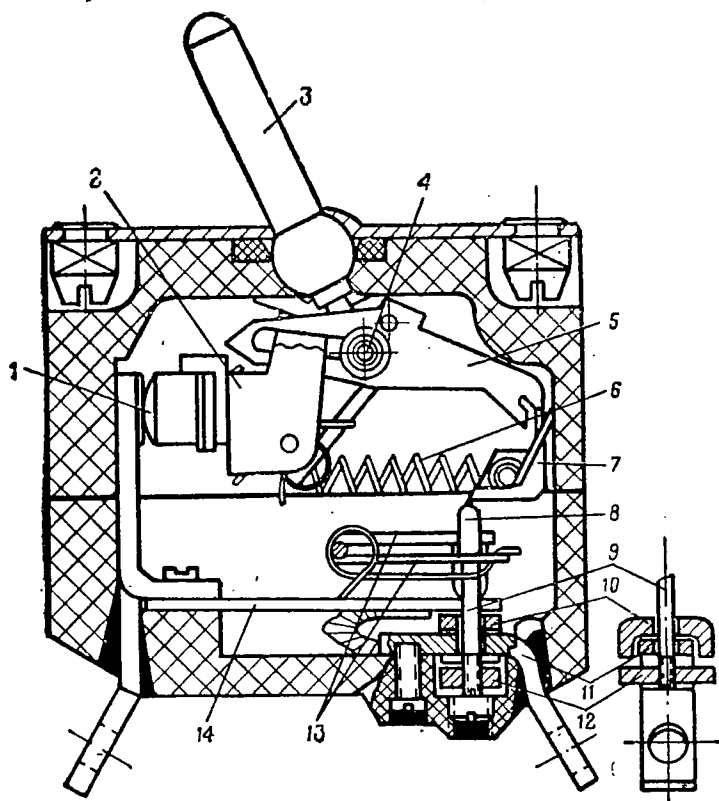


Рис. 7.14. Автомат защиты сети типа АЗРГ:

1 — контакты; 2 — рычаг с подвижными контактами; 3 — рычажная рукоятка; 4 — подвижная ось; 5 — рычаг (собачка); 6 — возвратная пружина; 7 — рычаг защелки; 8 — толкатель; 9 — винт; 10 — ярмо; 11 — шина; 12 — якорь; 13 — термокомпенсатор; 14 — биметаллическая пластина

возможность проверки их характеристик в процессе эксплуатации. К недостаткам можно отнести некоторую сложность их конструкции и зависимость ампер-секундных характеристик от параметров окружающей среды. Последний недостаток может быть устранен применением термокомпенсатора, позволяющего уменьшить влияние прогиба биметаллической пластины из-за изменения окружающей температуры.

На рис. 7.14 изображен автомат защиты сети АЗРГ в герметичном исполнении. Кинематика автомата в принципе

сходна с автоматами АЗР. Некоторые из автоматов этой серии снабжены токовой отсечкой, которая работает следующим образом. При увеличении тока нагрузки $I_{\text{нагр}} \geq 7 I_{\text{ном}}$, а следовательно, и тока, идущего через шину 11, якорь 12 притягивается к ярму 10. Соединенный с якорем винт 9 (проходящий через отверстия в шине и ярме) нажимает на плечо рычага (защелки) 7, поворачивает его, освобождая тем самым опору рычага (собачки) 5. Под действием возвратной пружины 6 автомат разрывает цепь нагрузки.

Защита сетей переменного тока может также выполняться плавкими предохранителями и биметаллическими автоматами, применяемыми для сетей постоянного тока. Однако одноцепевая защита в трехфазных системах имеет ограниченное применение; она используется для многоканальных участков питательных сетей от ЦРУ до РУ и трехфазных потребителей, у которых при срабатывании защиты в одной фазе не возникает аварийная ситуация. Для переменного трехфазного тока все больше находят применение трехфазные автоматы защиты, которые при перегрузке одной фазы разрывают цепи всех трех фаз. Следует ожидать и широкого применения трехфазных автоматов, реагирующих как на токовую перегрузку, так и на обрыв фазы, что очень важно для защиты трехфазных двигателей, запуск которых с оборванной фазой приводит к перегреву.

В целях обеспечения селективности и быстродействия защиты сети от коротких замыканий возможно применение аппаратов дифференциально-токовой защиты, основанных на принципе сравнения токов в начале и конце защищаемого участка сети (продольная защита) или в двух параллельных линиях с одинаковыми параметрами (поперечная защита). Предпочтение отдается поперечной дифференциальной защите, надежность которой выше, чем продольной, из-за отсутствия вспомогательных проводов. В трехфазной сети сравнение токов в каждой фазе в отдельности усложняет защиту из-за большого числа трансформаторов, поэтому целесообразнее преобразовать трехфазный ток в однофазный, например, с помощью сумматоров (суммирующих магнитодвижущую силу одной или нескольких фаз). На сумматорах возможны три вида защиты: продольная, поперечная и поперечно-продольная.

Аппаратура защиты от помех

Для обеспечения нормальной работы радиотехнических устройств на летательных аппаратах выполняется комплекс мероприятий по увеличению затухания помех и уменьшению связи источников помех и их сетей с указанной аппаратурой. К этим мероприятиям относится защита от помех, вы-

зываемых электростатическими зарядами (металлизация или специальные разрядники), и от помех, возникающих из-за пульсаций напряжений на коллекторах генераторов и двигателей или на выходе выпрямительных блоков, а также из-за влияния магнитных полей, создаваемых различными агрегатами электрооборудования и проводами (сетевые фильтры и экранирование).

Помехи попадают в радиоприемное устройство либо через антенну, либо через цепи питания. Электромагнитные колебания, возникающие при коммутации электрических цепей, подавляются в месте их возникновения с помощью экранирования.

Для устранения помех, попадающих в радиоаппаратуру через цепи питания, используются электрические фильтры, которые включаются в цепи коллекторных машин, работающих в длительном режиме (генераторы, преобразователи, электродвигатели насосов и т. п.).

Для предотвращения внешних помех, возникающих от проскакивания искр между заряженными статическим электричеством частями летательного аппарата, проводят тщательную металлизацию всех частей летательного аппарата.

Металлизация — это надежное электрическое соединение металлических частей летательного аппарата между собой. Основные части летательного аппарата металлизированы, так как связаны заклепочными или болтовыми соединениями. Подвижные элементы ЛА (рули, тяги, элероны и т. д.) и металлические части (площадь которых превышает $0,2 \text{ м}^2$ или длина которых больше $0,5 \text{ м}$), имеющие изоляционные разрывы (например, аппаратура на резиновых амортизаторах и т. д.), металлизуются гибкими перемычками с наконечниками. Гибкие перемычки изготавливаются из плетенки сечением $2,5 \text{ мм}^2$, состоящей из медных луженых проволок диаметром не более $0,15 \text{ мм}$ каждая.

Металлизация служит для выравнивания потенциала различных частей летательного аппарата, заряжающихся во время полета (особенно при полете в грозовых облаках). Наличие разности потенциалов между отдельными металлическими частями и возникающее при этом самопроизвольное выравнивание потенциалов приводит к искровым разрядам — источникам радиопомех.

Одновременно металлизация вместе с заземлением летательного аппарата служит для отвода в землю электрического заряда от заряженного по отношению к земле летательного аппарата при посадке или во время заправки топливом. Так, при заправке топливом летательный аппарат заряжается статическим электричеством до высокого потенциала относительно земли, если масса его не будет соединена

с землей. В результате этого может возникнуть искровой разряд на землю, приводящий к пожару.

Чтобы металлизация давала надлежащий эффект, переходные сопротивления для различных узлов ее не должны превышать определенной величины; например, для соединения экранов (100 мком), проводов и электроаппаратуры, а также металлических деталей конструкции летательного аппарата и его оборудования допускается сопротивление от 500 до 2000 мком (для подвижных конструкций).

Но металлизация не может устранить помехи от разрядных процессов между летательным аппаратом и атмосферой, поскольку она не устраняет электростатических зарядов. Единственный путь уменьшения помех в данном случае — это отвод с обшивки летательного аппарата электростатических зарядов, причем если он не сопровождается резкими разрядными явлениями. На современных летательных аппаратах отвод электростатических зарядов в полете осуществляется посредством специальных разрядников в виде очень тонкого острия (или метелочки из хлопчатобумажной пряжи, пропитанной парафином), которые устанавливаются в местах, наиболее удаленных от радиоаппаратуры (на консолях крыла или хвостовом оперении).

§ 7.4. ИЗОБРАЖЕНИЕ СХЕМ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Для целей проектирования, монтажа и эксплуатации применяются различные виды изображения схем электрических сетей летательного аппарата, изложенные ниже.

Принципиальные электросхемы (для отдельных групп потребителей) дают общее представление об электрооборудовании летательного аппарата и являются первоначальным пособием при изучении и эксплуатации авиационного оборудования. На них условно изображаются только основные элементы авиационного оборудования. Электрические соединения между элементами выполняются прямыми линиями, без указания способов соединения проводов и их маркировки. В прилагаемой спецификации перечисляются элементы схемы.

Схемы размещения оборудования на летательном аппарате (компоновочные схемы) выполняются на контуре общего вида летательного аппарата и показывают места размещения основных элементов авиационного оборудования и прокладки жгутов.

Схема распределения электроэнергии по потребителям дает представление об источниках электрической энергии на летательном аппарате и о системе передачи ее к основным распределительным щиткам. На каждом щитке условно по-

казаны автоматы защиты и указано, к каким потребителям через них подается питание.

Жгутовые (полумонтажные) электросхемы показывают все элементы авиационного оборудования и их взаимное расположение. Они дают необходимые сведения для монтажа и эксплуатации: способы соединения проводов, объединение проводов в общие жгуты, маркировку всех проводов и других элементов системы передачи и распределения электрической энергии. Провода, проложенные в жгуте, на схеме изображаются толстой линией, одиночные — сплошной тонкой линией. Полумонтажные схемы вместе со спецификацией являются основным пособием при эксплуатации электрической сети летательного аппарата.

Фидерные электросхемы являются частью общей жгутовой (полумонтажной) электросхемы и изображают электрические цепи одинаковых по назначению элементов или, имеющих общую защиту. К фидерным схемам спецификация не дается, но зато все элементы снабжаются надписями, указывающими полное их наименование, а иногда тип и место установки. В альбомах схем летательных аппаратов имеются также схемы размещения электрощитков, электроразъемов, минусовых клемм и металлизации. Все они изображаются на контуре летательного аппарата, чтобы легче было уяснить место их расположения.

Монтажные схемы являются основным техническим документом для монтажа и ремонта электрических сетей. Все электрические агрегаты, распределительные устройства, жгуты и провода наносятся на эти схемы в соответствующем масштабе и в точном соответствии с тем, где и как они расположены в действительности.

Схемы авиационного оборудования летательных аппаратов изучаются примерно в такой последовательности. По принципиальной схеме и схеме распределения электроэнергии по потребителям производится общее ознакомление с объемом оборудования и системой передачи и распределения электрической энергии. Затем изучаются цепи от источников до каждого потребителя, при этом особое внимание обращается на защиту и аппаратуру управления. По компоновочной схеме уясняется примерное размещение всех элементов сети на данном летательном аппарате. Дальнейшее изучение производится по фидерным схемам с привлечением жгутовых электросхем в том случае, когда это необходимо, например для определения точного места расположения агрегата или жгута, в котором находится данный провод. При этом следует предварительно изучить принятую на данном летательном аппарате маркировку проводов и жгутов.

Маркировка и условные обозначения элементов электрооборудования. Провода (жгуты проводов), разъемы, аппа-

ратура защиты и управления и т. п. имеют буквенно-цифровую маркировку, единую для данного летательного аппарата при изображении в электрических схемах и при нанесении маркировки на сами агрегаты.

Единого общесоюзного стандарта маркировки элементов электрооборудования ЛА пока не существует, поэтому приведем принцип маркировки на одном из частных примеров.

1. Все оборудование летательных аппаратов, связанное с электрической сетью, разбивается на группы в зависимости от назначения. Каждая группа обозначается буквенным шифром, например источники электроэнергии — Э, электро-

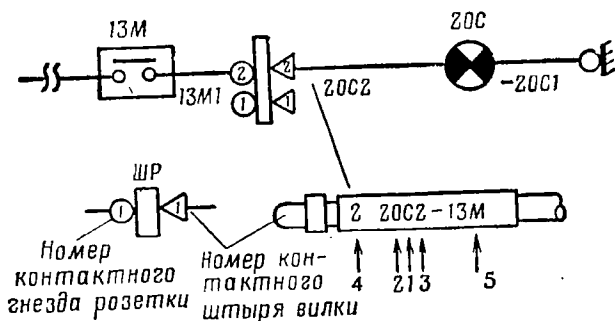


Рис. 7.15. Маркировка участка фидера и бирки провода

механизмы — М, световая сигнализация и освещение — С и т. п.

2. Каждому агрегату, входящему в данную группу, присваивается порядковый номер (например, 20С). В других типах маркировок агрегаты данной группы дополнительно получают букву (ЭГ — генератор), соответствующую их наименованию, а если на ЛА имеется несколько однотипных агрегатов, — то и число (1ЭГ — первый генератор), соответствующее его порядковому номеру.

3. Проводам присваивается номер электрической линии в зависимости от количества проводов, отходящих от данного агрегата.

4. В маркировке указывается номер клеммы разъема или розетки, к которой должен быть присоединен данный провод.

5. В маркировке указывается группа и порядковый номер агрегата, к которому идет данный провод.

6. Знаком «—» впереди букв выделяется маркировка минусовых и заземляющих проводов в сети постоянного тока.

На рис. 7.15 приведен пример маркировки участка фидера и бирки провода, под которой проставлены номера, соответствующие перечисленным выше принципам маркировки.

§ 7.5. ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ

Техническая эксплуатация электрических сетей летательных аппаратов обеспечивается специалистами по авиационному оборудованию и производится в строгом соответствии с соответствующей документацией. Общий контроль за состоянием бортовой сети выполняет инженер по авиационному оборудованию. Все работы, связанные с ремонтом сетей, заменой проводов и защитной аппаратуры, независимо от того, какими специалистами они выполняются, производятся под контролем специалиста по электрооборудованию.

Приведем некоторые правила эксплуатации электрической сети. При замене провода сечение нового выбирается равным сечению заменяемого или, как исключение, бóльшим заменяемого сечения, но обязательно того же типа, что и старый. Прокладка новых участков электросети выполняется только из целых проводов. Сращивание проводов в эксплуатации разрешается в исключительных случаях, причем только горячей пайкой или с помощью индивидуальных разъемов (соединительных втулок). Пайка в любых случаях производится только специальным припоем (например, ПОС-40) с использованием спиртоканифольевой смеси (или просто канифоли). Пайка с применением кислоты и других мягких сплавов не разрешается.

При выполнении ремонтных работ нельзя допускать нарушения или изменения маркировки проводов, экранировки и прибортовки жгутов, а также оставлять неизолированными свободные концы проводов. В зоне двигателя и других отсеках с высокой температурой не допускается замена ленточных металлических хомутов для отбортовки жгутов хлорвиниловыми.

В процессе эксплуатации электрических сетей постоянно ухудшается состояние изоляции проводов, критерием оценки которого является сопротивление изоляции, проверяемое при выполнении ремонтных работ.

Категорически запрещается устанавливать автоматы защиты или предохранители, не соответствующие номинальным данным схемы. Все штепсельные разъемы должны быть надежно соединены, а накидные гайки до отказа затянуты и законтрены. При разъединении электрические разъемы закрываются заглушками или защищаются изоляционным материалом от попадания на них влаги и пыли.

Если в полете или при выполнении осмотров на ЛА выявлено, что не работают некоторые агрегаты авиационного оборудования, для отыскания причины неисправности можно рекомендовать следующий порядок проверки. Убедившись в наличии напряжения на фидере агрегата при нор-

мальной работе защитных устройств, отсоединить неработающий агрегат и проверить напряжение на ШР, подводящем к нему питание. При наличии напряжения и надежном контакте в минусовой цепи неисправность следует искать в самом агрегате. Для облегчения поиска в сложной схеме последнюю разбивают на главные составные части (силовая цепь, управление, сигнализация и т. п.) и методом исключения находят цепь с обрывом или с коротким замыканием. Отыскание же самого места неисправности в найденной цепи производят дальше по участкам, причем способ нахождения зависит от вида неисправности, который определяется по внешним признакам. Так, например, короткое замыкание определяется по срабатыванию защиты, а обрыв (нарушение контактов) — по отсутствию напряжения на потребителе при исправном защитном устройстве. Отыскание места короткого замыкания производится с помощью контрольной лампы, подсоединенной к зажимам сработавшего аппарата защиты, при включенном питании. Погасание лампы или уменьшение ее накала (при наличии параллельно включенного потребителя) после рассоединения очередного участка (в ШР и т. п.) указывает на то, что короткое замыкание находится за местом рассоединения. Если лампа продолжает гореть после очередного рассоединения цепи, это свидетельствует о том, что место короткого замыкания пройдено и его необходимо искать уже по внешним признакам.

Отыскание места обрыва при отключенном питании производится поочередной проверкой каждого участка с помощью омметра (тестера), а при включенном питании — вольтметром или контрольной лампой.

ГЛАВА 8

ЗАЩИТА АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

§ 8.1. АВАРИЙНЫЕ РЕЖИМЫ В ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В процессе эксплуатации электроэнергетических систем летательных аппаратов в них могут возникнуть аварийные режимы, приводящие к повреждению и отказу отдельных элементов электрооборудования.

К таким режимам в основном относятся: короткие замыкания в сети, внутри генератора и на его фидере; перегрузка генераторов, потребление генератором мощности из сети, перевозбуждение генераторов, потеря возбуждения генератором, обрыв фазы в трехфазном генераторе, чрезмерное отклонение частоты от номинального значения.

Рассмотрим кратко некоторые из этих аварийных режимов.

Короткие замыкания в сети, внутри генератора и на его фидере возникают в результате повреждения изоляции, обрыва проводов или нарушения монтажа. Они могут быть глухие (металлические), когда при замыкании происходит сваривание между собой токоведущих частей, и перемежающиеся, т. е. носящие периодический характер (замыкание то появляется, то исчезает). Длительность перемежающихся коротких замыканий в сетях постоянного тока изменяется от нескольких единиц до нескольких десятков *мсек*, а в сетях переменного тока — от одного полупериода до нескольких полупериодов. Перемежающееся короткое замыкание иногда переходит в установившееся и может вызвать пожар на летательных аппаратах.

При внезапном коротком замыкании внутри генератора величина токов может во много раз превзойти его номинальные значения. Несмотря на небольшую продолжительность, токи короткого замыкания являются опасными как

для самих генераторов, так и для связанных с ними элементов системы передачи и распределения электрической энергии.

Как отмечалось, больших значений достигают и установившиеся токи коротких замыканий в системах с генераторами переменного тока с независимым возбуждением, а также в компенсированных генераторах постоянного тока. Установившиеся значения токов соответственно при трех-, двух- и однофазных коротких замыканиях на фидере генератора переменного тока определяются по следующим формулам:

$$I_{(3)\infty} = \frac{E}{x_d}, \quad (8.1)$$

$$I_{(2)\infty} = \frac{\sqrt{3}E}{x_d + x_2}, \quad (8.2)$$

$$I_{(1)\infty} = \frac{3E}{x_d + x_2 + x_0}, \quad (8.3)$$

где x_d — синхронный реактанс генератора;

x_2 — реактанс обратной последовательности;

x_0 — реактанс нулевой последовательности.

Синхронный реактанс $x_d > x_2 \gg x_0$, поэтому установившийся ток короткого замыкания при однофазном замыкании будет иметь наибольшую величину.

Для ориентировки приведем измеренные установившиеся токи при трех-, двух- и однофазных коротких замыканиях в сети переменного тока, где в качестве источника тока использовался генератор переменного тока с возбудителем. При значении потолочного возбуждения $i_{в.п} = (3 \div 4,5) i_{в.ном}$ эти токи оказались равными:

$$I_{(3)\infty} = (2 \div 3) I_{ном}, \quad (8.4)$$

$$I_{(2)\infty} = (3 \div 4) I_{ном}, \quad (8.5)$$

$$I_{(1)\infty} = (4 \div 5) I_{ном}. \quad (8.6)$$

При наличии на летательном аппарате нескольких генераторов переменного тока, работающих на общую нагрузку, результирующие токи короткого замыкания в короткозамкнутых точках можно считать равными сумме токов отдельных генераторов. Такое допущение возможно в связи с тем, что индуктивное сопротивление сети мало по сравнению с индуктивным сопротивлением генераторов.

Перевозбуждение генераторов связано с нарушением системы стабилизации напряжения. При использовании угольных регуляторов напряжения перевозбуждение может возникнуть из-за обрыва цепи рабочей обмотки электромагнита или спекания шайб угольного столба.

Перевозбуждение одиночно работающего генератора ведет к недопустимому повышению напряжения — опасному как для потребителей, так и для самого генератора. Особенно большие перенапряжения в сети бывают при повышенных скоростях вращения генератора и малых нагрузках. Так, например, при скорости вращения генератора $n = 9000 \text{ об/мин}$ и холостом ходе перенапряжения в сети постоянного тока достигают величины $(4,5 \div 5) U_{\text{ном}}$. Такой же величины перенапряжения достигают и в сети переменного тока.

При параллельной работе генераторов постоянного тока перевозбужденный генератор берет на себя всю или большую часть нагрузки, а остальные совместно с ним работающие генераторы могут быть отключены защитой от обратной мощности. При параллельной работе генераторов переменного тока перевозбужденный генератор перегружается реактивным током.

Потеря возбуждения генератором в процессе его работы возникает вследствие обрыва цепи обмотки возбуждения или цепи возбуждения возбудителя, а также нарушения системы регулирования напряжения, когда для регулирования напряжения используются магнитные усилители. Генератор, потерявший возбуждение, не может оставаться включенным в сеть, так как токи, протекающие из сети в генератор, могут оказаться опасными для него. Кроме того, потеря возбуждения одним из параллельно работающих генераторов переменного тока при определенной нагрузке вызывает автоколебания напряжения в сети.

Чрезмерное отклонение частоты от номинального значения для потребителей электрической энергии, требующих для своей работы переменный ток, нежелательно, а в ряде случаев и недопустимо. При понижении частоты увеличиваются токи возбуждения генераторов, токи асинхронных двигателей, а также токи намагничивания трансформаторов и электромагнитных устройств. При повышении частоты возрастают синхронные скорости вращения электродвигателей и одновременно уменьшаются их электромагнитные моменты. Вследствие этого электродвигатели могут получить чрезмерную раскрутку при малых моментах на валу или остановиться, после чего «попасть» в режим короткого замыкания. Повышение частоты вызывает также уменьшение усилий, развиваемых электромагнитными устройствами (контакторами, муфтами, реле и т. д.) из-за увеличения индуктивного сопротивления их обмоток.

Для предупреждения тяжелых последствий, к которым могут привести возникшие аварийные режимы, в электроэнергетических системах летательных аппаратов применяют различные виды защиты. К ней предъявляются те же общие требования, что и к авиационному оборудованию, кроме

того, она должна обладать селективностью работы и быстроедействия, в то же время не должна срабатывать при нормальных коммутационных режимах.

При отключении от сети поврежденного генератора переменного тока должно предусматриваться устройство для автоматического гашения поля возбуждения генератора в целях ускорения ликвидации последствий повреждения.

Ниже рассматриваются основные виды защиты генераторов постоянного и переменного тока.

§ 8.2. ЗАЩИТА ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА ОТ ОБРАТНЫХ ТОКОВ

На летательном аппарате генератор работает совместно с аккумуляторной батареей, а также в большинстве случаев параллельно с другими генераторами. Пока авиадвигатель, приводящий во вращение генератор, не запущен, питание потребителей электроэнергии происходит от аккумуляторной батареи. После запуска авиадвигателя э. д. с. генератора по мере увеличения скорости вращения возрастает. Если генератор будет подключен к сети, когда его э. д. с. меньше напряжения сети, то из сети в генератор будет протекать ток, равный

$$I = \frac{U_c - E_r}{\Sigma R}, \quad (8.7)$$

где U_c — напряжение сети;

E_r — э. д. с. генератора;

ΣR — сопротивление обмотки якоря, переходных контактов и соединительных проводов.

Величина тока, протекающего из сети в генератор, определяемая разностью $U_c - E_r$, может оказаться достаточно большой. Это может привести к повреждению якоря и коллектора генератора, а также к быстрому разряду аккумуляторной батареи.

При работе генератора на летательном аппарате его напряжение может снизиться по каким-либо причинам (например, при снижении скорости вращения ниже критической, при потере генератором возбуждения) и стать ниже напряжения сети. В этом случае из сети в генератор потечет обратный ток, величина которого также может оказаться опасной для генератора. Из сказанного следует, что генератор должен включаться в сеть только тогда, когда напряжение на его зажимах будет равно или больше напряжения сети, и автоматически отключаться, когда через него протекает обратный ток, превышающий допустимую величину. Эти функции на летательном аппарате выполняет специальное

автоматическое устройство, называемое минимальным реле.

Вначале применялись минимальные реле, работающие на принципе подключения генератора к сети при заданном напряжении. Однако они при работе могут перейти в режим «звонка». Работа реле в этом режиме наблюдалась при параллельной работе генераторов, когда напряжение одного (или нескольких из них) становилось ниже напряжения других генераторов настолько, что в генератор с меньшим напряжением протекал обратный ток, при котором реле отключало генератор от сети, но в то же время напряжение отключенного генератора было достаточным, чтобы реле вновь подключило его к сети. В результате происходило непрерывное отключение и подключение генератора к сети, которое продолжалось до тех пор, пока не изменялся режим работы генератора или не разрушались (спекались) контакты реле вследствие сильного искрения. Режим «звонка» возникал обычно при опробовании двигателя и рулежке самолета, когда скорость вращения, а следовательно, и напряжение генератора снижались ниже номинального уровня. Кроме того, с этим минимальным реле генератор не может быть использован при малой скорости вращения, когда потребляемая мощность электроэнергии велика. В этом случае всю эту мощность берет на себя аккумуляторная батарея, подвергаясь быстрому разряду.

Для устранения указанных недостатков была создана другая конструкция минимальных реле, работающих на дифференциальном принципе (серия ДМР). Особенность дифференциального реле состоит в том, что оно подключает генератор к сети не при заданном напряжении его, а при заданном превышении напряжения генератора над напряжением сети. При этом реле в режим «звонка» не переходит, кроме того, увеличивается нижний предел скорости вращения генератора, при которой он может быть использован, что дает возможность сохранить емкость аккумуляторной батареи.

На рис. 8.1 приведена принципиальная электрическая схема минимального дифференциального реле ДМР-400АМ. Реле выполняет следующие основные функции: подключает генератор к сети, когда его напряжение выше напряжения сети на 0,3—0,7 в; отключает генератор от сети при обратном токе 15—35 а; предотвращает возможность включения генератора с неправильной полярностью в сеть. Кроме того, оно позволяет производить ручное дистанционное включение в сеть и отключение генератора от сети.

Реле ДМР-400АМ рассчитано для работы с любым типом авиационного генератора с номинальным напряжением 28,5 в и с номинальным током нагрузки до 400 а. Основными эле-

ментами его являются: контактор K , предназначенный для включения и отключения силовой цепи генератора, дифференциальное реле $ДР$, управляющее контактором, включающее реле ТКЕ-1Р2Д и вспомогательное реле ТКЕ-210Б. Элементы реле укреплены на монтажной панели прямоугольной формы.

Устройство и принцип действия контактора, включающего и вспомогательного реле по существу не отличаются от устройства и принципа действия обычных электромагнитных реле. Дифференциальное же реле имеет особенности,

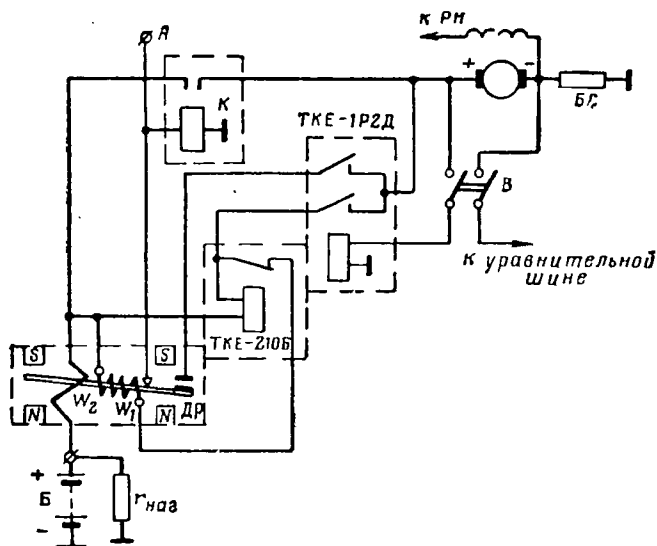


Рис. 8.1. Принципиальная электрическая схема реле ДР-400АМ

так как оно поляризовано постоянными магнитами. Конструктивная схема его показана на рис. 8.2.

Каркас дифференциального реле состоит из четырех вертикальных стоек 2, из которых три являются постоянными магнитами и одна — латунная втулка — монтажной (через нее проходят провода). Стойки заключены между двумя стальными плитами 1 и 4. Плиты одновременно являются частями магнитопровода. Постоянные магниты обращены одноименными полюсами в одну сторону (южными вверх). На верхней и нижней плитах размещены полюсные наконечники 9. На середине верхней плиты укреплена скоба 7, являющаяся опорой для якоря 3 реле. Якорь 3 представляет собой узкую стальную пластину, прикрепленную к скобе 7; он имеет возможность поворачиваться на небольшой угол между полюсными наконечниками. При поворотах якорь не

соприкасается с полюсными наконечниками, так как его ход ограничен упорным 5 и контактным 10 винтами. Оба винта ввернуты в плиту 4, причем контактный винт в электрическом отношении изолирован от нее. Против контактного винта на якоре реле установлен подвижный контакт K_1 .

Между скобой 7 якоря и полюсами магнита помещаются катушка дифференциальной обмотки 8 (W_1) и одновитковая последовательная обмотка 6 (W_2), жестко закрепленные в каркасе реле. Якорь реле свободно проходит внутри обмоток, имея возможность перемещаться до соприкосновения с упорным или контактным винтом.

Дифференциальное реле не имеет противодействующей пружины, поэтому якорь занимает одно из крайних положений, в которое он был поставлен посторонней силой. Положение якоря изменяется благодаря взаимодействию поля постоянного магнита с магнитным полем, создаваемым в якоре токами, протекающими в обмотках W_1 и W_2 . Величина и направление магнитного поля якоря зависят от величины и направления тока в дифференциальной и последовательной обмотках.

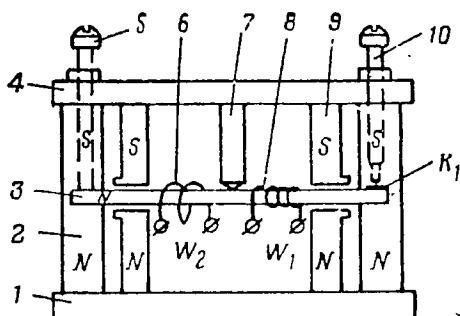


Рис. 8.2. Конструктивная схема дифференциального реле:

1, 4 — плиты; 2 — стойка (постоянный магнит); 3 — якорь; 5, 10 — винты; 6, 8 — обмотки; 7 — скоба; 9 — полюсный наконечник

Рассмотрим принцип действия реле ДМР-400АМ.

Включение реле производится выключателем В (рис. 8.1).

При запуске авиадвигателя напряжение генератора будет повышаться и, когда оно достигнет величины 14 в, срабатывает включающее реле ТКЕ-1Р2Д. При этом будет подано напряжение на неподвижный контакт дифференциального реле, а обмотка вспомогательного реле ТКЕ-210Б окажется включенной на разность напряжений бортовой сети и подключаемого генератора ($\Delta U = U_c - U_r$). Если разность напряжений ΔU превысит напряжение срабатывания реле ТКЕ-210Б ($U_{ср} \approx 14$ в), реле сработает и своими нормально замкнутыми контактами разорвет цепь дифференциальной обмотки W_1 . По мере дальнейшего увеличения напряжения генератора ΔU уменьшается и, когда она достигнет величины отпускания реле ТКЕ-210Б (менее 4 в в холодном состоянии), якорь реле под действием пружины отойдет от сердечника. Контакты реле ТКЕ-210Б замкнутся, при этом замкнется и цепь параллельной обмотки W_1 дифференциального

реле. По этой обмотке будет протекать ток из сети в генератор, намагничивая якорь дифференциального реле. При таком направлении тока в дифференциальной обмотке правый конец якоря является южным полюсом, а левый — северным. Если в этот момент контакты управляющего реле были замкнуты (это будет в том случае, когда перед остановкой генератор был выключен выключателем *В* вручную), то они сейчас же разомкнутся, так как полюсы якоря будут стремиться отойти от одноименных полюсов постоянного магнита реле и притянуться к полюсам магнита с противоположной полярностью. Если же контакты управляющего реле были разомкнуты, то положение якоря останется неизменным, а сила притяжения якоря к ближайшим полюсам увеличится.

Когда напряжение генератора сравняется с напряжением сети, ток в дифференциальной обмотке протекать не будет. Якорь реле останется в прежнем положении и будет находиться под действием только постоянных магнитов.

При дальнейшем увеличении напряжения генератора через дифференциальную обмотку ток пойдет в противоположном направлении — из генератора в сеть. При этом якорь дифференциального реле перемагнитится, т. е. правый конец его станет северным полюсом, а левый — южным. Концы якоря приобретут одноименную полярность с ближайшими к ним полюсами постоянного магнита, вследствие чего якорь будет стремиться оттолкнуться от них и притянуться к другой паре полюсов с противоположной полярностью.

При превышении напряжения генератора над напряжением сети на 0,3—0,7 в по дифференциальной обмотке будет протекать ток, создающий достаточно сильное магнитное поле, чтобы преодолеть силу притяжения постоянного магнита. Произойдет переброска якоря, контакты дифференциального реле замкнутся, подавая плюс на обмотку контактора. Контактор сработает и подключит генератор к сети. В этом случае контакты контактора зашунтируют дифференциальную обмотку и по ней ток протекать не будет. Якорь реле будет удерживаться в новом положении постоянными магнитами.

Ток нагрузки генератора, проходящий через последовательную обмотку реле, будет создавать поле, совпадающее с полем постоянного магнита, и притяжение якоря к ближайшим полюсам магнита усилится.

Когда напряжение генератора уменьшится и станет ниже напряжения сети, в генератор пойдет обратный ток, который, проходя через последовательную обмотку реле, перемагнитывает его якорь. При обратном токе, равном 15—35 а, сила магнитного поля этой обмотки будет достаточной, чтобы заставить якорь изменить свое положение и разомкнуть кон-

такты управляющего реле. При этом питание обмотки контактора прекратится и генератор отключится от сети.

После отключения генератора через дифференциальную обмотку вновь потечет ток, но уже из сети в генератор, и создаваемый им магнитный поток будет способствовать сохранению разомкнутого состояния контактов реле.

Таким образом, дифференциальная обмотка обеспечивает замыкание контактов управляющего реле, когда напряжение генератора превышает напряжение сети, а последовательная обмотка — размыкание этих контактов, когда напряжение генератора становится ниже напряжения сети и в генератор потечет обратный ток установленной величины.

ДМР-400АМ подключает генератор к сети и при отсутствии в ней напряжения, если в сеть включена нагрузка не менее 1 вт, т. е. такая, при которой через дифференциальную обмотку протекает ток, равный току срабатывания реле. Такая нагрузка всегда имеется в виде ламп подсвета приборных досок, электроприборов и т. д.

С помощью дифференциальных минимальных реле происходит автоматическое включение генераторов на параллельную работу. Если напряжение работающих на сеть генераторов равно напряжению еще не подключенного генератора, то генератор подключится к сети при условии, что работающие генераторы будут нагружены приблизительно на 15% своей номинальной мощности. Подключение генератора к сети произойдет благодаря действию уравнивающих обмоток регуляторов напряжения, которые в данном случае вместо выравнивания напряжения генераторов будут создавать разность их напряжения. При этом напряжение нагруженных генераторов будет понижаться, а отключенного генератора — повышаться. При указанной нагрузке разность напряжений достигнет 0,5 в и генератор подключится к сети. Если регулируемое напряжение работающих на сеть генераторов выше напряжения отключенного генератора на 0,5 в, то последний подключится к сети, когда каждый работающий генератор будет нагружен на 30% своей номинальной мощности. В этом случае уравнивающие обмотки создадут разность напряжений генераторов в 1 в, которой будет достаточно, чтобы компенсировать превышение напряжения нагруженных генераторов на 0,5 в.

Вспомогательное реле ТКЕ-210Б предназначено для того, чтобы исключить возможность протекания по дифференциальной обмотке больших токов, способных вызвать ее перегрев. Такие токи могут протекать по обмотке при разности напряжений сети и генератора $\Delta U = U_c - U_r$, превышающей 14 в. При этой разности напряжений происходит срабатывание реле ТКЕ-210Б с последующим разрывом цепи дифференциальной обмотки. Кроме того, реле ТКЕ-210Б предот-

вращает подключение генератора с неправильной полярностью к сети, в которой уже имеется напряжение. В этом случае обмотка реле ТКЕ-210Б оказывается включенной на суммарное напряжение сети и генератора, превышающее напряжение срабатывания реле. Поэтому реле ТКЕ-210Б срабатывает, разорвет своими контактами цепь питания дифференциальной обмотки, и генератор к сети не подключится.

В реле ДМР-400АМ имеется клемма, обозначенная буквой А. Через эту клемму может быть подано напряжение на обмотку контактора для независимого подключения гене-

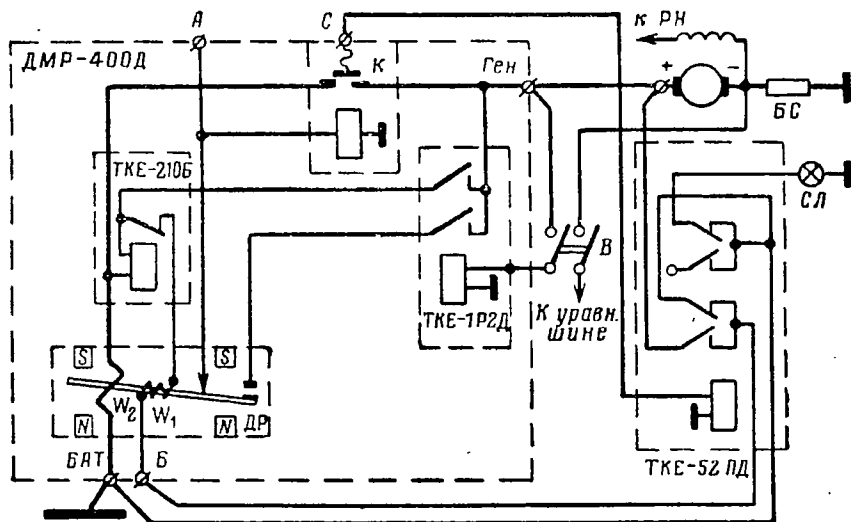


Рис. 8.3. Принципиальная электрическая схема реле ДМР-400Д

ратора к сети, когда генератор используется в качестве стартера.

В последние годы выпускаются модернизированные дифференциальные минимальные реле ДМР-400Д. По конструкции и выполняемой работе реле ДМР-400Д в основном одинаково с реле ДМР-400АМ, но имеет по сравнению с ним и отличия. Принципиальная электрическая схема реле ДМР-400Д показана на рис. 8.3.

В реле ДМР-400Д используется вспомогательное коммутационное реле ТКЕ-52ПД¹, предназначенное для сигнализации включения генератора в сеть и отключения его от сети, а также для сигнализации об обрыве плюсового провода на участке между генератором и ДМР-400Д.

¹ Это реле установлено вне реле ДМР-400Д.

До включения генератора в сеть и при замкнутых контактах реле ТКЕ-1Р2Д ток по дифференциальной обмотке протекает через нормально замкнутые контакты реле ТКЕ-52ПД. При включении генератора «+» сети через клемму С, соединенную с подвижной шинкой контактора К, подается напряжение на обмотку реле ТКЕ-52ПД и оно срабатывает. При этом размыкается цепь лампочки, сигнализирующей о подключении генератора к сети, а дифференциальная обмотка подключается к клемме «+» генератора параллельно проводу от генератора к реле ДМР-400Д. При обрыве этого провода по дифференциальной обмотке потечет ток и создаст магнитный поток, направленный навстречу потоку от постоянных магнитов. Контакты дифференциального реле размыкаются и разрывают цепь обмотки контактора К. При этом размыкается цепь обмотки реле ТКЕ-52ПД и загорается красная лампочка, сигнализирующая об отключении генератора от сети.

Если соединить клеммы Б и БАТ перемычкой и отключить провод, идущий от клеммы БАТ к реле ТКЕ-52ПД, то реле ДМР-400Д будет работать, как и реле ДМР-400АМ.

Для генераторов с номинальными токами 600 а применяются минимальные дифференциальные реле типа ДМР-600АМ и ДМР-600Д. Их отличие от ДМР-400АМ и ДМР-400Д состоит в том, что они имеют дополнительное реле напряжения ТНЕ-210Б, которое после срабатывания ДМР обеспечивает подключение в цепь обмотки контактора сопротивления для предохранения контактора от перегрева при длительной работе.

В начале включения контактора его обмотка находится под полным напряжением и создает тяговое усилие, необходимое для срабатывания контактора. В дальнейшем для поддержания контактов в замкнутом состоянии можно уменьшить намагничивающую силу, так как воздушный зазор в магнитной системе уменьшается, а тяговое усилие электромагнита возрастает. При этом потребляемая обмоткой контактора мощность уменьшается. Обмотка контактора рассчитана на кратковременную работу, так как она находится под полным напряжением только в момент срабатывания ДМР.

Кроме того, в ДМР-600АМ и ДМР-600Д через последовательную обмотку управляющего реле проходит не весь ток нагрузки генератора, а только часть его, этим достигается возможность уменьшить размеры данной обмотки, а следовательно, и размеры управляющего реле. На рис. 8.4 показаны дополнительные элементы схемы реле ДМР-600Д.

Промышленностью поставляются также теплостойкие дифференциальные минимальные реле ДМР-400Т и ДМР-600Т. Они рассчитаны на работу при температуре

окружающей среды до $+130^{\circ}\text{C}$ и имеют более надежную и четко действующую схему сигнализации включения и отключения генераторов. Эти реле в конструктивном отношении идентичны (кроме размеров) и имеют одинаковую электрическую схему (рис. 8.5).

ДМР-400Т в отличие от ДМР-400Д имеет дополнительное реле напряжения ТНЕ-210ДТ, включающее в обмотку контактора сопротивление R после подключения генератора к сети.

Отличительной особенностью схемы ДМР-600Т по сравнению со схемой ДМР-600Д является то, что в ней через последовательную обмотку дифференциального реле проходит не часть, а весь ток нагрузки генератора.

В теплостойких ДМР вспомогательное коммутационное реле ТКЕ-22ПДТ, предназначенное для сигнализации включения и отключения генера-

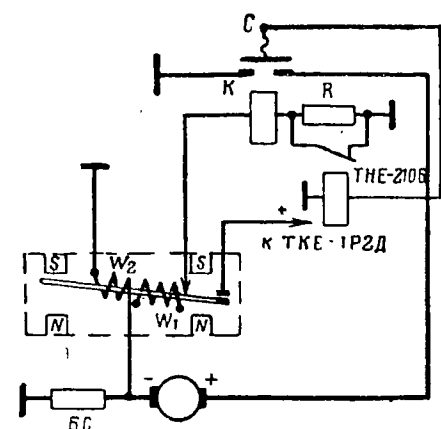


Рис. 8.4. Дополнительные элементы схемы реле ДМР-400Д

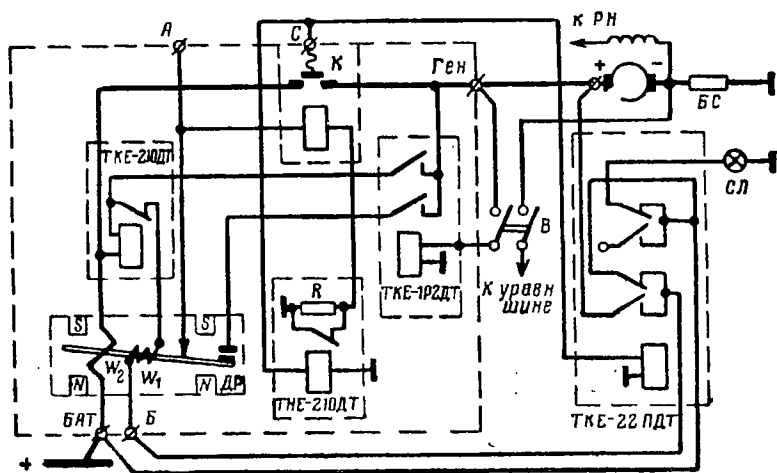


Рис. 8.5. Электрическая схема реле ДМР-400Т и ДМР-600Т

тора, а также для сигнализации обрыва плюсового провода на участке между генератором и ДМР, находится на общей панели с другими элементами реле.

§ 8.3. ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ МИНИМАЛЬНЫХ РЕЛЕ

Реле типа ДМР выпускаются заводами-изготовителями отрегулированными и до отработки гарантийного срока службы в подрегулировке и очистке контактов не нуждаются. Подчистка контактов контактора до выработки реле гарантийного ресурса запрещается, так как она только ухудшает работу контактной системы.

Реле в процессе эксплуатации периодически очищается от загрязнения, проверяется исправность монтажа и контролируется работа реле.

Перед вылетом во время опробования двигателей проверяется правильность срабатывания реле на включение и отключение генераторов от сети по бортовым приборам при включенной аккумуляторной батарее.

На летательном аппарате с несколькими двигателями ДМР проверяются поочередно. Во время проверки должен работать только генератор проверяемого реле, а остальные генераторы должны быть выключены или работать при малой скорости вращения.

Для проверки реле на включение следует медленно увеличивать скорость вращения ротора авиадвигателя, наблюдая за показаниями амперметра соответствующего генератора. После срабатывания реле стрелка амперметра должна отклониться в правую сторону от нуля, показывая ток заряда аккумуляторной батареи.

После подключения генератора к сети проверяют работу реле на отключение, плавно уменьшая скорость вращения ротора двигателя и наблюдая за показаниями того же амперметра. Если вначале стрелка амперметра находилась на нуле или была отклонена вправо от него, то по мере уменьшения скорости вращения ротора двигателя она будет отклоняться в левую сторону, показывая величину обратного тока, идущего в генератор от сети. В момент срабатывания реле на отключение стрелка амперметра резко вернется в нулевое положение. Максимальное показание амперметра в сторону обратного тока перед «броском» стрелки на нуль должно быть для реле типа ДМР-400 не более 35 а, а для реле типа ДМР-600 — не более 50 а.

§ 8.4. ЗАЩИТА ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА ОТ ПЕРЕВОЗБУЖДЕНИЯ

Для защиты сети постоянного тока, а также самого генератора от аварийного повышения напряжения, связанного с перевозбуждением генератора, применяются автоматы защиты АЗП-8М.

Автоматы работают в системе с регулятором напряжения и дифференциальным реле типа ДМР.

Электрическая схема автомата защиты показана на рис. 8.6. Автомат АЗП-8М представляет собой систему конструктивно обособленных элементов, объединенных единой электрической схемой и размещенных на общем основании.

Реле P_1 замедленного действия предназначено для создания выдержки времени, необходимого для обеспечения се-

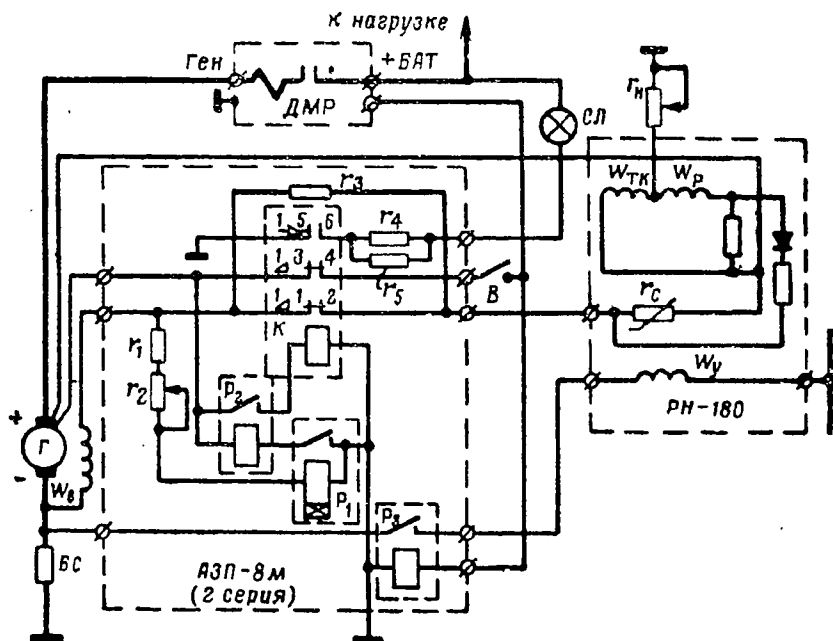


Рис. 8.6. Электрическая схема автомата защиты АЗП-8М

лективности действия, а также для того, чтобы не допустить ложных срабатываний автомата при кратковременных перенапряжениях, возникающих на зажимах генераторов. Выдержка времени обеспечивается специальным воздушным демпфером; зависит она от величины напряжения. Чем выше напряжение, тем меньше выдержка времени. Обмотка реле P_1 включена параллельно обмотке возбуждения генератора.

Контактор K импульсного действия имеет механическую защелку, зацепление которой осуществляется вручную с помощью кнопки.

При подготовке автомата к действию нажимается кнопка контактора. При этом замыкаются его силовые контакты 1 и 2 в цепи обмотки возбуждения и вспомогательные контакты 3 и 4 в цепи плюсового провода ДМР и обмотки реле P_3 .

Одновременно размыкаются контакты 5 и 6 в цепи сигнальной лампы.

Реле P_2 предназначено для коммутации цепей автомата, а реле P_3 — для включения и отключения уравнительной обмотки регулятора напряжения. При нормальной работе генератора цепь уравнительной обмотки замкнута контактами этого реле.

По достижении напряжения на обмотке возбуждения 25,5—28,5 в срабатывает реле замедленного действия P_1 , замыкая свои контакты. Через замкнувшиеся контакты реле P_1 подается питание на обмотку реле P_2 , которое включает цепь обмотки контактора K . Контактор срабатывает и разрывает цепь обмотки возбуждения, но при этом последовательно с угольным столбом регулятора напряжения включается сопротивление r_3 , вызывая уменьшение тока возбуждения и соответствующее снижение напряжения генератора. Одновременно с этим контактор замыкает цепь сигнальной лампы $СЛ$ и размыкает цепи питания ДМР и реле P_3 . ДМР отключает генератор от сети, а реле P_3 размыкает свои контакты и разрывает цепь уравнительной обмотки. Отключение уравнительной обмотки необходимо для того, чтобы не допустить снижения напряжения работающих генераторов.

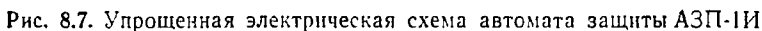
С помощью сопротивлений r_1 и r_2 можно регулировать напряжение включения реле P_1 . Сопротивления r_4 и r_5 предотвращают перегорание сигнальной лампы при кратковременных коммутационных перенапряжениях на зажимах генератора. Для приведения контактов контактора в исходное положение необходимо нажать кнопку автомата.

Недостатком автомата АЗП-8М является то, что он реагирует на напряжение генератора не непосредственно, а косвенно, через напряжение на обмотке возбуждения. Это может привести к чрезмерным повышением напряжения в сети, когда напряжение на обмотке возбуждения окажется недостаточным для срабатывания автомата, например при резком повышении скорости вращения генератора. Указанный недостаток устранен в автомате защиты от перенапряжения АЗП-1И, который реагирует непосредственно на напряжение генератора.

Упрощенная электрическая схема автомата защиты АЗП-1И приведена на рис. 8.7.

Напряжение с плюсового зажима генератора подводится к чувствительному элементу автомата от регулятора напряжения $РН$. С делительного сопротивления R_d подается положительный потенциал на базу транзистора T_1 с $n-p-n$ переходом. Транзистор открывается, однако если напряжение генератора не превышает 32 в, то ток в цепи транзистора не протекает, так как стабилитроны $Ст_1$ и $Ст_2$ при этом не пробиваются. База транзистора T_2 с $p-n-p$ переходом,

При напряжении генератора, превышающем 32 в, стабилитроны $Ст_1$ и $Ст_2$ пробиваются и на сопротивлении R_1 создается падение напряжения, вызывающее понижение потенциала точки a . В результате этого транзистор T_2 открывается и по обмотке реле P_1 начинает протекать ток. Реле P_1 срабатывает и замыкает свои контакты, включенные в цепь обмотки реле P_2 . Реле P_2 через заданный промежуток вре-



В первый момент ток короткого замыкания может достигать больших значений, а затем быстро снижается. Кратковременное протекание большого тока оказывается безопасным для генератора.

248

Соппротивление R_2 в цепи транзистора T_1 служит для температурной компенсации стабилитронов $Ст_1$ и $Ст_2$. Эту роль могут выполнять и дополнительно включенные в цепь транзистора стабилитроны.

§ 8.5. ЗАЩИТА ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА ОТ ТОКОВ КОРОТКОГО ЗАМЫКАНИЯ

Защита генераторов от установившихся токов короткого замыкания при повреждениях внутри генератора или при коротких замыканиях на участке генераторного фидера между зажимами генератора и дифференциальным минимальным реле может осуществляться с помощью ДМР, которое отключает генератор при протекании тока к точке короткого замыкания. Однако применение ДМР возможно только в маломощных системах, где ток короткого замыкания невелик. На больших самолетах применяются мощные электрические системы с токами короткого замыкания, достигающими до нескольких тысяч ампер. В этих условиях ДМР не могут обеспечить надежного разрыва цепи и в большинстве случаев при коротком замыкании в генераторе или на его фидере контакты реле свариваются.

В современных схемах электрической сети летательных аппаратов в цепь генераторов включаются плавкие предохранители, предназначенные для отсоединения генераторного фидера, на котором произошло короткое замыкание, от сборных шин (рис. 8.8). Плавкие предохранители, рассчитанные на ток, значительно превышающий величину максимального тока генератора, обеспечивают нормальную работу всей остальной электрической системы.

В настоящее время авиационные генераторы постоянного тока не имеют специальной защиты от токов короткого замыкания. Целесообразность установки такой защиты имеется, так как у генераторов большой мощности с компенсационными обмотками величина установившегося тока короткого замыкания значительно превосходит номинальное значение тока.

§ 8.6. ЗАЩИТА ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ОТ ПЕРЕГРУЗКИ И КОРОТКИХ ЗАМЫКАНИЙ

Защита генераторов от перегрузки и от коротких замыканий на сборных шинах и на фидере генератора обычно осуществляется с помощью максимальных токовых реле.

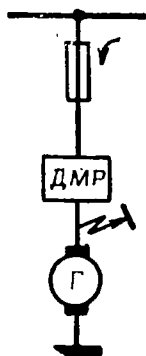


Рис. 8.8. Защита электрической сети от короткого замыкания на генераторном фидере с помощью плавкого предохранителя

Защита может действовать мгновенно на отключение генератора от сети или иметь выдержку времени.

Выдержка времени максимально токовой защиты может быть зависимой и независимой от величины тока генератора, а следовательно, и от величины тока, протекающего через реле.

При зависимой выдержке времени время действия защиты уменьшается при увеличении тока, протекающего через реле. Преимуществом защиты с зависимой выдержкой времени, осуществляемой с помощью тепловых реле, является то, что она учитывает тепловое состояние генератора, но

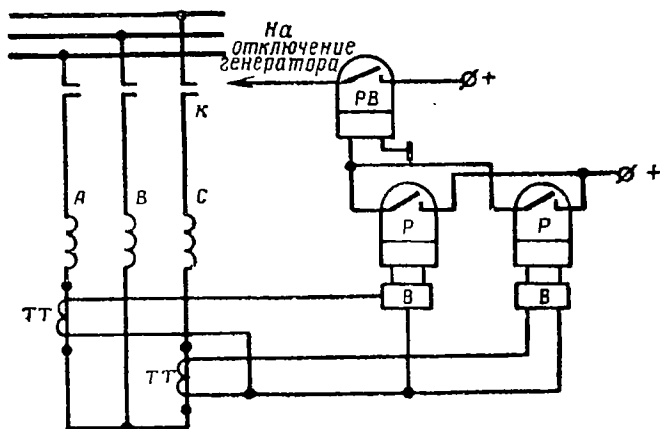


Рис. 8.9. Схема включения максимально токовой защиты с независимой выдержкой времени

может срабатывать и при больших пусковых токах мощных потребителей.

Защита с независимой выдержкой времени обеспечивает селективность ее действия, однако при настройке защиты на ток, выше номинального тока генератора, она не будет срабатывать при небольших, но длительных перегрузках, и генератор может выйти из строя.

На рис. 8.9 приведена схема включения максимально токовой защиты с независимой выдержкой времени.

Токовые реле питаются от вторичных обмоток трансформаторов тока $ТТ$ через выпрямители $В$. Если ток в одной из фаз генератора превышает допустимое значение, практически мгновенно срабатывает соответствующее максимальное реле $Р$ и включает реле выдержки времени $РВ$. Через время, равное времени настройки $РВ$, оно срабатывает и, замкнув свои контакты, посылает импульс на отключение генератора от сети,

Иногда наряду с максимально токовой защитой применяют минимальную защиту, которая используется в случае отказа максимально токовой защиты. Чувствительный элемент минимальной защиты реагирует на понижение напряжения генератора при коротких замыканиях. Для обеспечения селективности действия минимальной защиты ее настройку осуществляют на сверхдопустимое понижение напряжения или же применяют реле с выдержкой времени.

На рис. 8.10 приведена принципиальная электрическая схема минимальной защиты с выдержкой времени.

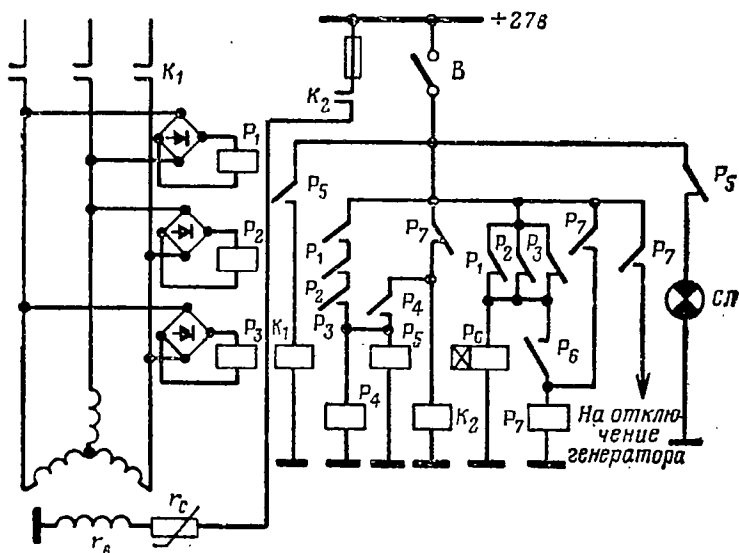


Рис. 8.10. Принципиальная электрическая схема минимальной защиты с выдержкой времени

Чувствительными элементами минимальной защиты являются реле P_1 , P_2 и P_3 , обмотки которых включены на линейное напряжение генератора.

Для включения вращающегося генератора в сеть замыкают выключатель B . При этом подается питание на обмотку контактора K_2 , который срабатывает и подключает обмотку возбуждения генератора к бортовой сети постоянного тока. Когда напряжение генератора достигнет определенной величины, срабатывают реле P_1 , P_2 и P_3 , разрывая своими нормально замкнутыми контактами цепь обмотки реле времени P_6 и замыкая своими нормально разомкнутыми контактами цепи обмоток реле P_4 и P_5 . Последние срабатывают и самоблокируются через нормально разомкнутые контакты реле P_4 . Срабатывание реле P_5 вызывает включение генератора в сеть с помощью контактора K_1 и разрыв цепи сигнальной лампы.

При коротком замыкании на фидере генератора или в сети какое-нибудь из реле P_1 , P_2 или P_3 замкнет свои контакты в цепи временного реле P_6 . По истечении установленного промежутка времени реле P_6 сработает и замыканием своих контактов приведет в действие реле P_7 . Реле P_7 самоблокируется и вызывает отключение генератора от сети и разрыв цепи обмотки возбуждения.

Приведенная схема минимальной защиты, где чувствительные элементы включены на все три линейных напряже-

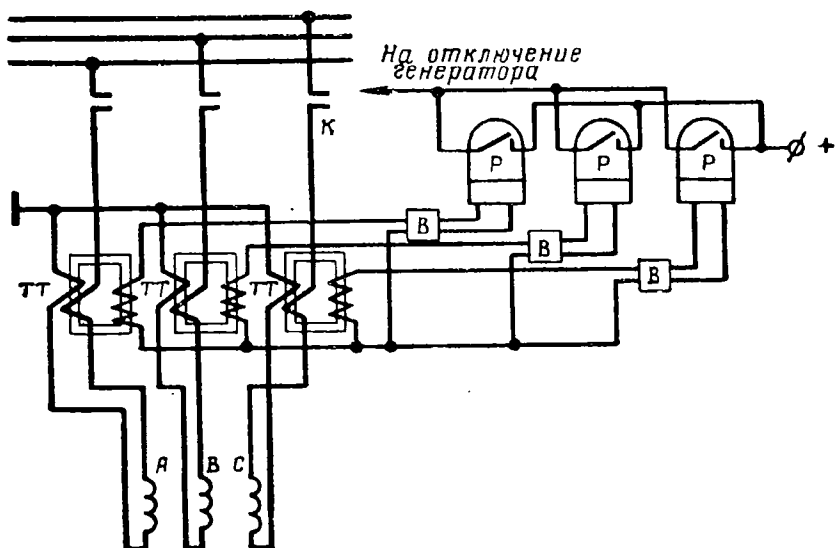


Рис. 8.11. Схема продольной дифференциальной защиты синхронного генератора

ния, не допускает включения генератора в сеть при обрыве фазы, т. е. она выполняет также и роль защиты от потери фаз.

Существенным недостатком минимальной защиты, реагирующей на понижение напряжения генератора, является то, что она вызывает ложное отключение генератора при обрыве цепей чувствительных элементов.

Для защиты от повреждений внутри генератора применяется быстродействующая продольная дифференциальная защита. Она реагирует на замыкания обмоток генератора на корпус, возникающие при повреждениях изоляции. При использовании такой защиты необходимо заземлить нейтраль генератора (выполнить глухое заземление или через сопротивление).

Схема продольной дифференциальной защиты показана на рис. 8.11. Трансформаторы тока каждой фазы имеют по

две одинаковых первичных обмотки и одну вторичную. Магнитные потоки, создаваемые токами, протекающими в первичных обмотках, направлены навстречу друг другу. Если фазы генератора не повреждены, то в первичных обмотках каждого трансформатора протекают одинаковые токи, вследствие чего результирующий магнитный поток равен нулю. Поэтому во вторичной обмотке э. д. с. отсутствует и защита не срабатывает. При замыкании обмотки генератора на корпус равенство токов в первичных обмотках трансформатора нарушается, результирующий поток не будет равен нулю и во вторичной обмотке появится э. д. с. Ток вторичной обмотки через выпрямитель B поступает на обмотку реле P , которое срабатывает и замыканием своих контактов подает сигнал на отключение генератора от сети.

Гашение поля возбуждения при отключении генератора осуществляется автоматически, размыканием цепи обмотки возбуждения возбuditеля или генератора или включением в эти цепи добавочного сопротивления.

§ 8.7. ЗАЩИТА ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ОТ ПОВЫШЕНИЯ НАПЯЖЕНИЯ

При чрезмерном повышении напряжения генератора он должен быть отключен от сети.

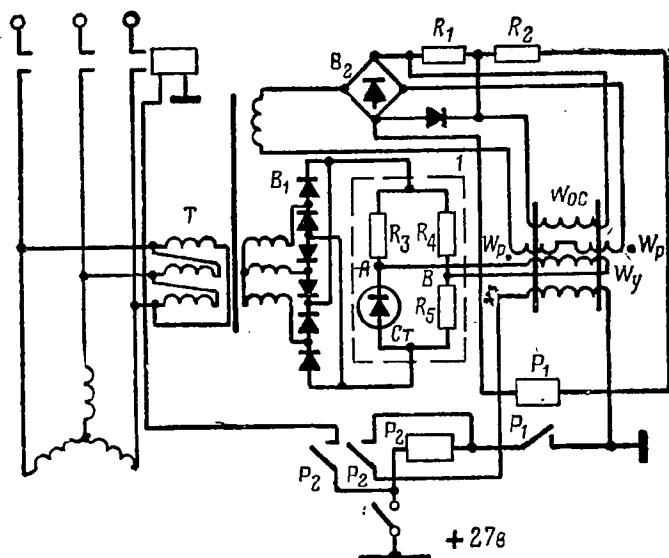


Рис. 8.12. Схема защиты генератора от повышения напряжения

На рис. 8.12 показана схема защиты одиночного генератора от повышения напряжения. Чувствительный элемент I включен на напряжение генератора через понижающий трансформатор.

мотор T и выпрямительный блок B_1 . Для усиления сигнала используется магнитный усилитель, управляющая обмотка которого W_y включена на разность потенциалов точек A и B . При протекании тока по управляющей обмотке от точки A к точке B , что соответствует нормальному режиму, в ней создается намагничивающая сила, направленная навстречу намагничивающей силе обмотки обратной связи W_{oc} . При некотором превышении напряжения генераторов по сравнению с номинальным происходит пробой стабилитрона $Ст$. При этом дальнейшее увеличение напряжения будет вызывать повышение потенциала точки B , а потенциал точки A останется

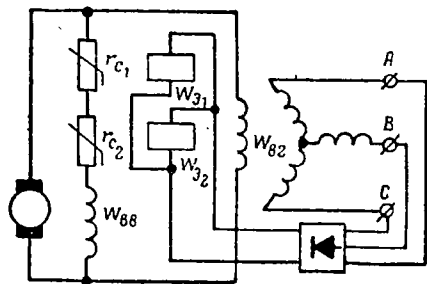


Рис. 8.13. Схема защиты от повышения с напряжения с двумя угольными регуляторами

неизменным. Когда перенапряжение генератора достигнет определенной величины, ток в управляющей обмотке станет равным нулю или изменит свое направление на обратное. В результате произойдет быстрое насыщение стали сердечника и резкое снижение сопротивления рабочей обмотки усилителя, а следовательно, и увеличение протекающего по ней тока. Увеличение тока в рабочей обмотке вызовет

срабатывание реле P_1 , включенного последовательно с этой обмоткой через выпрямитель B_2 . Замыканием своих контактов реле P_1 подает сигнал на исполнительное реле P_2 , действующее на отключение генератора.

Представляет интерес по своей простоте схема защиты от повышения напряжения с двумя угольными регуляторами напряжения, приведенная на рис. 8.13.

Эту схему целесообразно использовать для генераторов, имеющих возбуждатель, где регуляторы напряжения имеют малые размеры. Угольные столбы обоих регуляторов включены последовательно в цепь возбуждения возбуждателя, а рабочие обмотки электромагнитов — параллельно между собой. Один из регуляторов настраивается на несколько повышенное напряжение по сравнению с рабочим, но еще допустимым для потребителей; при нормальных условиях он не работает, его угольный столб максимально сжат.

При спекании угольных шайб столба рабочего регулятора напряжение на зажимах генератора начнет повышаться и, когда оно достигнет величины, на которую настроен аварийный регулятор, последний вступает в работу. Этот регулятор будет поддерживать несколько большее напряжение на зажимах генератора.

§ 8.8. ЗАЩИТА ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ОТ ПОНИЖЕНИЯ ЧАСТОТЫ

Некоторые потребители электрической энергии, например радиолокационные установки, не допускают понижения частоты ниже установленного предела. В этих случаях применяется защита от понижения частоты.

Электрическая схема защиты от понижения частоты представлена на рис. 8.14. Чувствительным элементом схемы является дроссель $Др$, индуктивное сопротивление которого из-

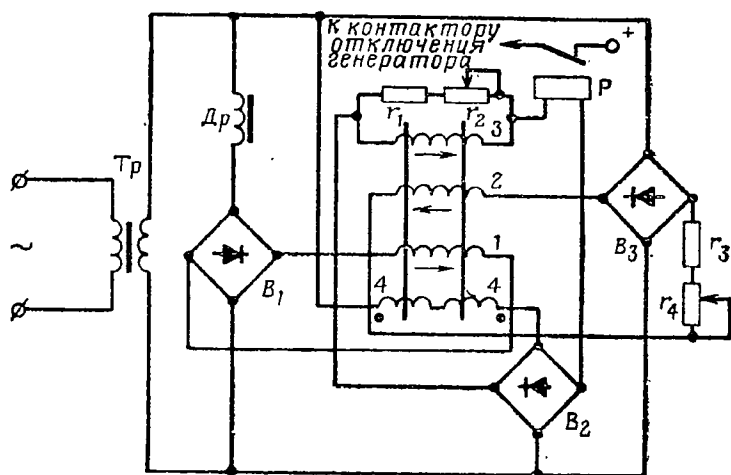


Рис. 8.14. Схема защиты от понижения частоты

меняется с изменением частоты. Усильтельным элементом служит магнитный усилитель. Дроссель включен последовательно с управляющей обмоткой 1 магнитного усилителя через выпрямитель B_1 . Исполнительным органом является реле P , обмотка которого включена последовательно с обмоткой положительной обратной связи 3 и с рабочей обмоткой 4 усилителя через выпрямитель B_2 . Обмотка подмагничивания 2 питается от вторичной обмотки понижающего трансформатора напряжения Tr через выпрямитель B_3 , термокомпенсационное сопротивление r_3 и регулировочное сопротивление r_4 .

Благодаря наличию жесткой положительной обратной связи магнитный усилитель имеет характеристику с участком большой крутизны, обеспечивающей высокую чувствительность схемы (рис. 8.15).

Намагничивающая сила управляющей обмотки 1 (рис. 8.14, 8.15) действует навстречу намагничивающей силе обмотки подмагничивания 2, причем параметры этих обмо-

ток подобраны так, что при частотах выше 390—400 гц, когда ток, протекающий через дроссель, относительно мал, рабочая точка усилителя находится на нижней части его характеристики и ток, протекающий через обмотку реле P , небольшой (I_p).

При уменьшении частоты индуктивное сопротивление дросселя уменьшается, сила тока в управляющей обмотке увеличивается и, когда частота снизится ниже допустимого предела, происходит резкое увеличение тока в обмотке реле (I'_p), оно срабатывает и подает сигнал на отключение генератора.

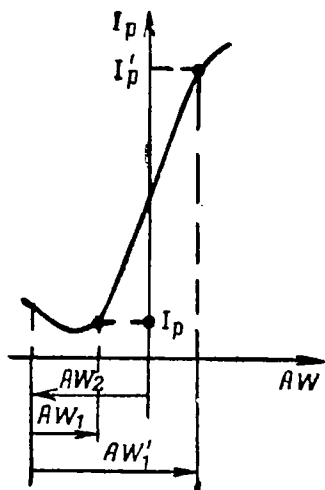


Рис. 8.15. Характеристика магнитного усилителя

С помощью сопротивления r_2 можно регулировать в некоторых пределах силу положительной обратной связи, изменяя тем самым крутизну характеристики магнитного усилителя. С помощью сопротивления r_4 изменяют ток подмагничивания, регулируя тем самым частоту, при которой происходит отключение генератора.

В качестве примера применения некоторых видов защиты рассмотрим схему коммутационной аппаратуры, сосредоточенной в коробке КРЛ-25, предназначенной для генератора СГС-7,5 Б (рис. 8.16).

Аппаратура коробки КРЛ-25 обеспечивает: дистанционное включение и отключение генератора, минимальную защиту генератора, максимальную токовую защиту, защиту от понижения частоты (частотная отсечка).

При нажатии кнопки включения $Вкл$ подается питание на обмотку реле P_1 через нормально замкнутые контакты реле P_3 . Реле P_1 срабатывает и подает напряжение на обмотку возбуждения генератора и обмотку контактора K . Контактор срабатывает и подключает генератор к сети. По достижении напряжения генератора 80 ± 10 в срабатывает реле минимальной защиты P_2 , обмотка которого питается от трансформатора через выпрямитель B_1 . При этом реле замыкает свои контакты и шунтирует кнопку включения.

Минимальная защита отключает генератор от сети при снижении напряжения генератора до 50 ± 10 в. При этом реле P_2 размыкает свои контакты, обесточивая тем самым обмотку реле P_1 , которое разрывает цепи обмотки контактора и обмотки возбуждения.

Максимально токовая защита от перегрузки и коротких замыканий осуществляется с помощью реле P_5 и P_6 , обмотки которых питаются от трансформаторов тока $ТТ$ через выпрямители B_2 и B_3 . По достижении тока $65—70\text{ а}$ реле P_5 или P_6 срабатывает, замыкая свои контакты, и подает питание на обмотку промежуточного реле P_3 . Реле P_3 размыканием своих нормально замкнутых контактов разрывает цепь обмотки реле P_1 , действующего на отключение генератора и

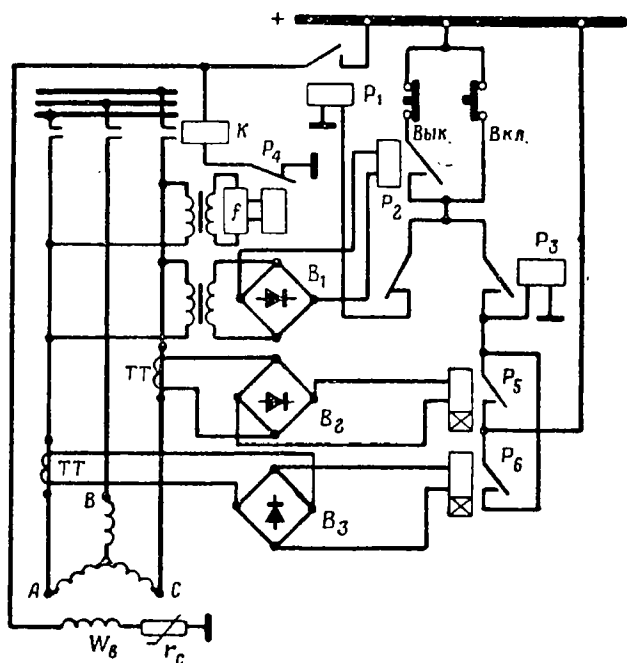


Рис. 8.16. Принципиальная электрическая схема коробки КРЛ-25

обмотки возбуждения. Замыканием своих нормально разомкнутых контактов реле P_3 самоблокируется до тех пор, пока напряжение генератора не снизится до величины $50 \pm 10\text{ в}$. После этого реле P_2 размыкает цепь кнопки выключения, делая невозможным повторное самопроизвольное включение генератора в случае перемежающихся коротких замыканий. При снижении частоты ниже $390—400\text{ гц}$ срабатывает частотная защита, подавая импульс на обмотку реле P_4 , которое размыканием своих контактов разрывает цепь обмотки контактора K , и генератор отключается от сети.

ГЛАВА 9

АВИАЦИОННЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

Как уже отмечалось в главе 7, система электроснабжения состоит из первичной (основной) и соответствующего комплекса вторичных (вспомогательных) энергетических систем, которые получают электрическую энергию от вторичных источников, преобразующих первичную энергию по роду тока, напряжению и частоте, и обеспечивают питанием соответствующие потребители. Источниками энергии в них являются вращающиеся или статические преобразователи постоянного тока в переменный или, наоборот, в зависимости от типа первичной энергосистемы. В некоторых случаях необходимо преобразовать только напряжение, сохраняя род тока первичной энергосистемы. Применяемые на летательных аппаратах преобразователи электрической энергии можно классифицировать по назначению следующим образом: преобразователи рода тока — постоянного в переменный и переменного в постоянный (большой частью преобразователи рода тока одновременно преобразуют и величину напряжения), преобразователи напряжения — постоянного тока и переменного тока.

На летательных аппаратах с первичной энергосистемой постоянного тока существуют вторичные энергосистемы однофазного и трехфазного переменного тока, суммарная мощность которых доходит до десятков *кв*. В качестве источников энергии в этих системах применяются электромашинные или статические преобразователи постоянного тока в однофазный и трехфазный переменный ток постоянной частоты. Во вторичных энергосистемах переменного тока параллельная работа преобразователей не нашла применения из-за ее сложности и недостаточной надежности. Широкое распространение получили си-

стемы с автоматическим включением резервного преобразователя вместо вышедшего из строя основного. Непрерывный рост потребителей переменного тока на современных летательных аппаратах вызвал необходимость перехода к централизованным системам электроснабжения (групповое питание), что по сравнению с автономными системами обеспечивает: наиболее рациональную загрузку преобразователя в течение всего полета, уменьшение общего веса преобразователей на 25—30%, повышение среднего к.п.д. системы с 0,4—0,45 до 0,55—0,6, сокращение объема проверочных и регламентных работ, более простой способ резервирования.

На летательных аппаратах с первичной энергосистемой переменного тока в качестве источников электроэнергии вторичной энергосистемы могут применяться также электромашинные или статические преобразователи, но только переменного тока в постоянный. Наибольшее применение получили статические преобразователи в виде трансформаторно-выпрямительных блоков (ТВБ). Они по сравнению с электромашинными преобразователями имеют ряд преимуществ: нет подвижных частей и коллектора, меньший относительный вес (кг/квт), повышенный коэффициент полезного действия и надежность, а также простота в обслуживании и эксплуатации. Трансформаторно-выпрямительные блоки работают на нагрузку как отдельно, так и параллельно. Мощность их относительно невелика, так как мощность потребителей постоянного тока на летательном аппарате с первичной энергосистемой переменного тока составляет 5—10% общей потребляемой мощности переменного тока.

§ 9.1. ЭЛЕКТРОМАШИННЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ПОСТОЯННОГО ТОКА В ПЕРЕМЕННЫЙ

Для преобразования постоянного тока в переменный используются следующие электромашинные преобразователи: двигатель-генераторные, одноякорные с вращающимися обмотками постоянного и переменного тока, каскадные.

Последние два типа преобразователей в настоящее время применяются на летательных аппаратах редко.

Двигатель-генераторный преобразователь представляет собой электромашинный агрегат, состоящий из двигателя постоянного тока и генератора переменного тока. Обе электрические машины размещаются в общем корпусе и имеют общий вал. Однако их магнитные системы являются независимыми и якорные обмотки электрически не связаны.

В качестве генераторов для преобразователей двигатель-генераторного типа могут быть использованы: однофазные синхронные генераторы с возбуждением постоянным током от бортовой сети (преобразователи серии ПО и некоторые ПТ большой мощности), а также трехфазные синхронные генераторы с возбуждением от постоянных магнитов (преобразователи серии ПТ и ПАГ) или однофазные генераторы индукторного типа (преобразователи серии МА). Однофазные преобразователи серии МА в настоящее время имеют весьма ограниченное применение на летательных аппаратах.

Большинство преобразователей снабжаются автоматическими регуляторами частоты (скорости) и напряжения.

Преобразователи серии ПО

Выпускаемые отечественной промышленностью преобразователи серии ПО (преобразователь однофазный) имеют следующую шкалу номинальных мощностей: 140*; 250; 500; 750; 1500; 3000; 4500 и 6000 *ва*. Большинство из них предназначается для централизованного питания потребителей. Они преобразуют постоянный ток напряжением 27 *в* в однофазный переменный напряжением 115 *в* $\pm 3\%$ и частотой 400 *гц* $\pm \pm 5\%$. Для питания некоторых потребителей возможна установка преобразователей с повышенной точностью напряжения и частоты (до $\pm 0,05\%$).

Преобразователь ПО состоит из конструктивно объединенных в одном корпусе электродвигателя постоянного тока с последовательным или смешанным возбуждением и однофазного синхронного генератора. Генератор имеет на статоре шесть явно выраженных полюсов, на которых расположена обмотка возбуждения (ОВГ), получающая питание от бортовой сети. Якорь выполнен аналогично якору трехфазной машины, но с однофазной обмоткой (РОГ — рабочей обмоткой генератора), занимающей около 70% окружности поверхности якоря. Таким образом, около 1/3 пазов оказывается не заполненной обмоткой. Это объясняется тем, что при заполнении всех пазов получается незначительный выигрыш э. д. с. и мощности при большой затрате меди. На корпусе преобразователя помещается коробка управления, в которой смонтированы элементы управления и регулирования, а также фильтры для устранения помех радиоприему.

Исполнение преобразователей — защищенное; система охлаждения — принудительная внутренняя осевая вентиляция, которая осуществляется вентилятором, установленным на валу машинного агрегата со стороны коллектора.

* В преобразователе ПО-140 используется магнитоэлектрический генератор.

Преобразователи типа ПО-4500 (ПО-6000)

Запуск и остановка преобразователя (рис. 9.1) осуществляется перекидным переключателем Π'_1 с фиксированным нейтральным положением, который при отсутствии коробки переключения $КПР-1$ соединяется так, как показано штриховыми линиями на рис. 9.1. При переводе переключателя Π'_1 в положение «Осн.» напряжение через нормально замкнутые контакты 2—1 реле P_2 подается на обмотку контактора K_2 . Минусовая цепь обмотки контактора K_2 замыкается через па-

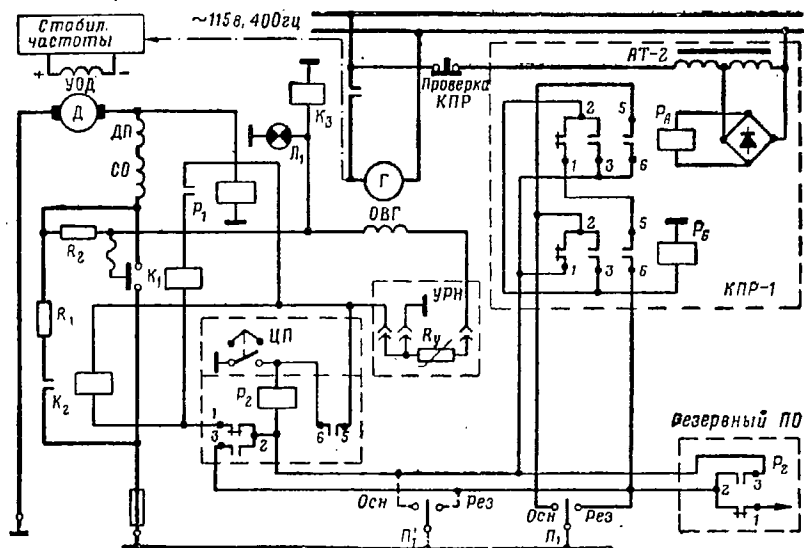


Рис. 9.1. Схема запуска и переключения на резерв преобразователей серии ПО

нели угольного регулятора напряжения (УРН), что исключает возможность запуска при снятом (отсоединенном) угольном регуляторе напряжения.

Сработав, контактор K_2 замыкает цепь якоря электродвигателя через пусковое сопротивление R_1 . При этом через токоограничивающее сопротивление R_2 подается напряжение на обмотку возбуждения $ОВГ$ генератора, контактор K_3 в цепи переменного тока и сигнальную лампу L_1 . Благодаря включению сопротивления R_2 облегчаются условия запуска двигателя, так как генератор будет иметь сильно ослабленное возбуждение и, следовательно, при небольшом напряжении на зажимах брать на себя незначительную нагрузку. Одновременно устраняется вредное влияние системы стабилизации частоты, которое заключается в следующем. В момент запуска для получения более эффективного нарастания

скорости вращения нужно ослаблять магнитный поток возбуждения по мере разгона двигателя. Серийная обмотка двигателя *СО* способствует росту скорости в момент запуска, так как поток ее уменьшается. Управляющая же обмотка двигателя *УОД* при запуске, наоборот, мешает росту скорости в результате увеличения ее потока. Это происходит, во-первых, из-за повышения напряжения переменного тока генератора, от которого через систему регулирования частоты питается *УОД*, и, во-вторых, вследствие воздействия системы регулирования частоты (при увеличении частоты, т. е. скорости вращения, система регулирования увеличивает поток *УОД*). Переключение на вторую ступень запуска происходит автоматически в функции противоэлектродвижущей силы двигателя. При увеличении скорости вращения двигателя сработает реле P_1 , подключая через свои контакты минусовую цепь контактора K_1 . Реле P_1 повышает четкость срабатывания силового контактора K_1 . Контактор K_1 шунтирует сопротивления R_1 и R_2 , подключая двигатель и обмотку возбуждения генератора *ОВГ* на полное напряжение бортовой сети. Бросок тока на первой ступени запуска достигает четырех-, шестикратного значения номинального потребляемого тока, на второй ступени — трехкратного. Остановка преобразователя производится размыканием переключателя $П_1$. Помимо этого, преобразователь может быть отключен (или переключен на резервный) аварийно с помощью центробежного переключателя *ЦП* или коробки переключения *КПР*.

Аварийное отключение преобразователя или переключение основного преобразователя на резервный. Ряд неисправностей в преобразователе может привести к потере напряжения генератора переменного тока, а следовательно, и к исчезновению тока (потока) управляющей обмотки двигателя *УОД*, включенной на напряжение генератора через систему регулирования частоты (на рис. 9.1 питание *УОД* показано условно штрихпунктирной линией). При этом ненагруженный (так как генератор обесточен) серийный двигатель начнет резко увеличивать скорость вращения. Увеличение скорости вращения двигателя может произойти также при обрыве управляющей обмотки двигателя *УОД* или цепи ее питания. Ввиду этого система аварийного отключения (переключение на резервный преобразователь) построена в функции скорости вращения двигателя с использованием центробежного переключателя *ЦП*. По достижении двигателем в аварийном режиме преобразователя скорости вращения, на которую отрегулирован *ЦП*, последний срабатывает, отключая через контактор питание двигателя.

До последнего времени широко применялись центробежные переключатели без самовозврата, требующие после устранения неисправностей в ПО перевода их контактов в

исходное положение вручную нажатием кнопки возврата (толкателя). Срабатывание ЦП по внешним причинам (например, из-за чрезмерного повышения напряжения бортовой сети), а не от неисправности ПО приводило к тому, что фактически исправный ПО не мог быть повторно включен в полете. Этот недостаток устраняется применением центробежных переключателей с самовозвратом, снабженных вспомогательным реле (P_2 на рис. 9.1) для дистанционного взвода защиты после срабатывания.

При срабатывании ЦП в аварийном режиме преобразователя (при $n_{дв} = 9600 \pm 500$ об/мин) через его замкнувшиеся контакты будет обеспечено подключение минуса к обмотке реле P_2 . Реле P_2 сработает и произведет следующие операции: а) контактами 2—1 разорвет цепь обмоток пусковых контакторов K_1 и K_2 , которые отключат основной преобразователь; б) контактами 2—3 замкнет цепь включения резервного преобразователя через контакты 2—1 его реле P_2 ; в) контактами 6—5 самоблокируется, т. е. обмотка его будет получать питание через свои же контакты, несмотря на разрыв контактов ЦП при уменьшении скорости двигателя во время останова. Для повторного включения основного ПО необходимо переключатель Π разомкнуть (при этом отключится реле P_2) и вновь замкнуть в прежнее положение. Если причина, вызвавшая срабатывание ЦП, устранена, то основной ПО запустится обычным образом, в противном случае вновь сработает ЦП.

При наличии двух преобразователей дополнительно устанавливается коробка переключения КПР. Коробка КПР (рис. 9.1) производит автоматическое отключение основного преобразователя и включение резервного в случае отсутствия напряжения на выходе преобразователя. При обрыве УОД или цепи ее питания сработает только ЦП. Возможны аварийные случаи, когда ЦП и КПР срабатывают почти одновременно, например, при обрыве цепи рабочей обмотки или обмотки возбуждения генератора, нарушении щеточного контакта на контактных кольцах генератора и др. При таких аварийных режимах, как обрыв или короткое замыкание в цепи питания преобразователя постоянным током, обрыв в фидере переменного тока и др., срабатывает только коробка КПР.

Реле P_A коробки КПР реагирует на величину напряжения переменного тока, а реле P_B является блокировочным. При постановке переключателя Π_1 (для схемы с коробкой КПР-1) в положение «Осн.» напряжение сети будет подано через нормально замкнутые контакты 2—1 реле P_B на схему включения основного преобразователя. Преобразователь запустится и через контактор K_3 напряжение будет подано

на шины переменного тока, от которых через понижающий автотрансформатор и выпрямитель питается обмотка реле P_A . Реле P_A , сработав, подает напряжение через замкнувшиеся контакты 5—6 и 3—2 на обмотку реле P_B . Реле P_B сработает и заблокируется через замкнувшиеся контакты 2—3. Несмотря на разрыв контактов 2—1 реле P_B , напряжение продолжает подаваться на основной преобразователь через замкнутые контакты 5—6 реле P_A (в аварийном режиме их отключение обесточит основной ПО). Схема готова к переключению на резерв по цепи: плюс — переключатель $П_1$ — контакты 2—3 реле P_B — контакты 2—1 (разомкнуты при нормальной работе основного ПО) — контакты 5—6 реле P_B — контакты 2—1 реле P_2 резервного ПО и далее на цепь пусковых контакторов. При исчезновении напряжения переменного тока реле P_A разомкнет свои контакты и отключит основной ПО (разомкнувшимися контактами 5—6 реле P_A) и включит резервный ПО по цепи, указанной выше, так как замкнутся контакты 2—1 реле P_A . Сигнальная лампа $Л_1$ основного ПО при этом погаснет, а резервного ПО после его запуска загорится. В случае отказа системы автоматики переключение на резерв можно осуществить переключателем $П_1$. Проверка работы КПР осуществляется кнопкой в цепи питания реле P_A .

Рассмотренная схема с одной коробкой КПР позволяет осуществить аварийное переключение (с помощью КПР) только основного ПО на резервный. В схеме с двумя коробками КПР безразлично, который из ПО включается первым, что позволяет равномерно эксплуатировать оба преобразователя, включая в качестве основного один из них.

Стабилизация частоты. Так как к преобразователю предъявляется требование поддержания постоянной частоты переменного тока, которая пропорциональна скорости вращения электродвигателя, то последний должен иметь заданную скорость вращения при всех режимах работы.

Электродвигатель имеет шесть главных полюсов и три дополнительных. На главных полюсах расположена серийная обмотка СО и управляющая обмотка двигателя УОД, на дополнительных полюсах — дополнительная обмотка ДП. Управляющая обмотка УОД питается выпрямленным переменным током (через дроссельный магнитный усилитель) генератора, и стабилизация скорости вращения, а следовательно, и частоты f достигается автоматическим регулированием тока в этой обмотке.

Как известно, скорость вращения электродвигателя постоянного тока определяется выражением

$$n = \frac{U_0 - I_a R_a}{c (\Phi_{co} + \Phi_{yod})}.$$

С увеличением нагрузки преобразователя ток якоря I_a возрастает, что приводит к увеличению потока Φ_{co} и увеличению падения напряжения в цепи якоря. Если напряжение бортовой сети U_0 при этом не изменилось, то для сохранения постоянства скорости вращения необходимо уменьшить магнитный поток Φ_{yod} , создаваемый управляющей обмоткой, т. е. уменьшить I_{yod} . С уменьшением нагрузки процесс протекает в обратном направлении. Если напряжение U_0 при неизменной нагрузке увеличилось, для поддержания постоянства n должен увеличиться ток управляющей обмотки I_{yod} .

Требуемое изменение I_{yod} осуществляется системой автоматического регулирования частоты.

В преобразователях серии ПО применяется комбинированная система регулирования частоты, т. е. такая, в которой регулирование ведется по отклонению регулируемого параметра и двум основным возмущающим воздействиям: по нагрузке и напряжению питающей сети. В этой системе достигается большая точность регулирования и увеличивается быстродействие без нарушения устойчивости.

На рис. 9.2 приведена принципиальная электрическая схема системы стабилизации частоты преобразователя серии ПО.

Чувствительным (измерительным) элементом системы, воспринимающим отклонение регулируемого параметра от заданного значения, является параллельный резонансный контур $L - C$. Резонансный контур является безынерционным по отношению к частоте и при всяком ее отклонении от номинальной частоты вступает в работу без запаздывания.

С помощью дросселя L резонансный контур настраивается на частоту $f_{рез} = \frac{1}{2\pi\sqrt{LC}} = 480 \div 520$ гц. Так как номинальная частота переменного тока преобразователя равна 400 гц, то рабочая точка A расположена на левой ветви характеристики контура (рис. 9.3). При отклонении частоты от установленного уровня изменяется ток, проходящий по цепи с резонансным контуром, и, следовательно, вырабатывается сигнал, пропорциональный этому отклонению. При постоянном напряжении генератора и повышении частоты ток в цепи резонансного контура, а значит, и в управляющей обмотке W_{yoy} магнитного усилителя уменьшается, при понижении частоты — увеличивается.

Усилительным элементом является магнитный усилитель (МУ) с самонасыщением или, иначе говоря, с внутренней положительной обратной связью. В этом случае рабочие обмотки $W_{p1,2}$ (рис. 9.2) включены в два плеча открытого выпрямительного моста B_2 , через который питается постоянным током нагрузка — управляющая

обмотка двигателя — УОД. Обмотки соединены между собой так, что создаваемые ими магнитные потоки (от постоянных составляющих пульсирующего тока) суммируются в среднем стержне, дополнительно подмагничивая железо МУ. Таким образом, часть энергии с выхода усилителя поступает на

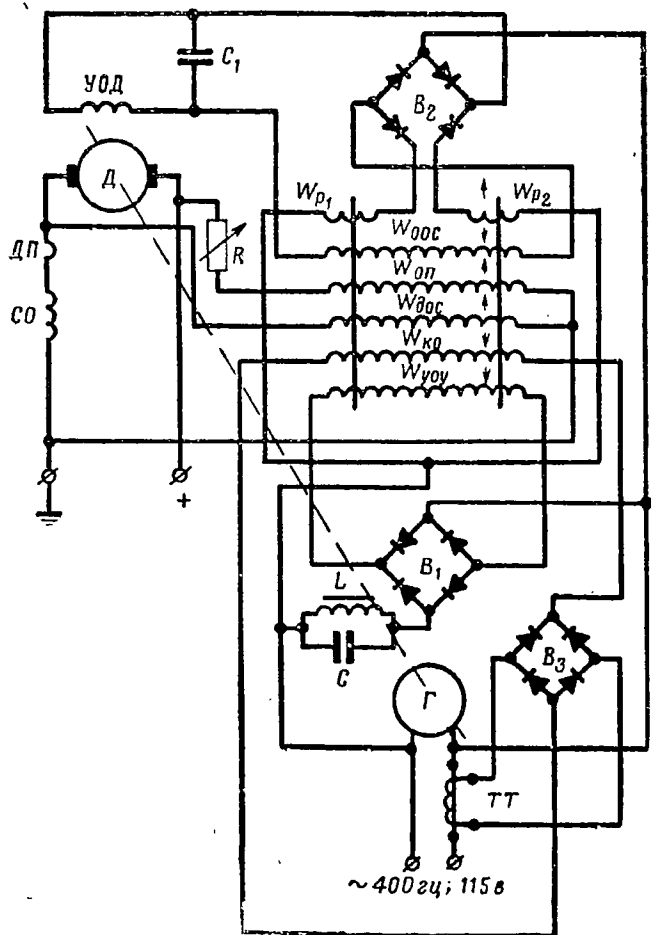
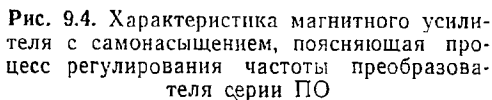
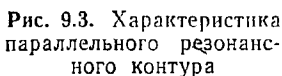


Рис. 9.2. Принципиальная электрическая схема системы стабилизации частоты преобразователя серии ПО

вход, т. е. создается внутренняя положительная обратная связь, повышающая коэффициент усиления МУ.

Для наглядности пояснения работы систем стабилизации частоты и напряжения преобразователей ПО и ПТ поток от внутренней положительной обратной связи в среднем стержне МУ изображен вертикальной стрелкой над одной из рабочих обмоток. Это позволяет определить направление потоков

Магнитный усилитель является регулируемым индуктивным сопротивлением в цепи УОД. При изменении нагрузки преобразователя от 0 до 100% и напряжения питания в пределах $27 \pm 10\%$ система за счет изменения потока УОД должна поддерживать частоту (скорость) $f = 400_{-3}^{+5}\%$ гц. Это достигается изменением индуктивного сопротивления рабочих обмоток $W_{p1,2}$ магнитного усилителя, который зависит от результирующего магнитного потока и количества витков



Характеристика МУ с учетом внутренней и внешней обратных связей приведена на рис. 9.4.

267

питающей сети), создающая подмагничивание усилителя соответственно уровню напряжения питания U_0 ; корректирующая обмотка $W_{\text{ко}}$ (питается от вторичной обмотки трансформатора тока $ТТ$ через выпрямительный мост B_3), создающая подмагничивание усилителя, пропорциональное току нагрузки $I_{\text{г}}$, и обмотка демпферной обратной связи $W_{\text{дос}}$ (подключена параллельно последовательной обмотке возбуждения двигателя $СО$ и обмотке дополнительных полюсов $ДП$), предназначенная для подавления автоколебаний.

Таким образом, воздействие по отклонению (по частоте) осуществляется обмоткой $W_{\text{уоу}}$, а по основным возмущениям (напряжению питания и нагрузке) — обмотками $W_{\text{оп}}$ и $W_{\text{ко}}$.

Управляющий сигнал в магнитном усилителе $AW_{\text{у}}$ получается как разность ампер-витков смещения $AW_{\text{см}}$ и ампер-витков управляющей обмотки усилителя $AW_{\text{у}} = AW_{\text{см}} - AW_{\text{уоу}}$, причем всегда $AW_{\text{см}} > AW_{\text{уоу}}$. В свою очередь $AW_{\text{см}}$ равны разности ампер-витков обмотки подмагничивания и корректирующей обмотки $AW_{\text{см}} = AW_{\text{оп}} - AW_{\text{ко}}$.

Если учесть, что обмотка демпферной обратной связи действует согласно с обмоткой подмагничивания, то ампер-витки суммарного подмагничивания¹ будут определяться следующим выражением:

$$AW_{\text{подм. сумм}} = AW_{\text{оп}} + AW_{\text{дос}} - AW_{\text{оос}} - AW_{\text{ко}} - AW_{\text{уоу}}.$$

Исполнительным элементом, как уже отмечалось, является управляющая обмотка двигателя $УОД$, включенная на выход $МУ$.

Работа системы стабилизации частоты. За исходный режим примем работу преобразователя, определяемую ампер-витками управления $AW_{\text{у}}$ (точка $в$ на рис. 9.4). При отклонении частоты выше установленного уровня по причине сброса нагрузки преобразователя или увеличения напряжения питающей сети ток, проходящий по цепи с резонансным контуром, согласно рис. 9.3 уменьшается. Следовательно, происходит уменьшение тока $I_{\text{уоу}}$ и, как следствие, уменьшение $AW_{\text{уоу}}$ ($AW_{\text{уоу}} < AW_{\text{уоу}}$). Уменьшение нагрузки так же, как и увеличение питающего напряжения, приводит к возрастанию ампер-витков смещения ($AW'_{\text{см}} > AW_{\text{см}}$). В результате $AW_{\text{у}}$ увеличиваются и рабочая точка на регулировочной характеристике переместится в положение $г$. Ток в управляющей обмотке двигателя $I_{\text{уод}}$ увеличится, вследствие этого возрастет поток $\Phi_{\text{уод}}$. Это приведет к снижению скорости вращения двигателя и соответственно частоты переменного тока преобразователя.

¹ В дальнейшем заменены на $AW_{\text{у}}$, так как действие ООС учитывается наклоном характеристики $МУ$, а работа обмотки $W_{\text{дос}}$ рассматривается отдельно.

При уменьшении частоты процесс протекает в обратном порядке. Точка *A* на характеристике (рис. 9.4) соответствует режиму работы преобразователя с номинальной нагрузкой и напряжением бортовой сети 24,3 в, а точка *B* — работе преобразователей на холостом ходу при напряжении бортовой сети 29,7 в.

В процессе регулирования частота, возвращаясь к номинальному значению, из-за инерции элементов системы регулирования пройдет это значение.

Таким образом, переходный процесс установления заданного значения частоты при воздействии какого-либо возмущения (I_r или U_0) без каких-либо дополнительных устройств имеет колебательный характер.

Чтобы повысить степень устойчивости системы (уменьшить амплитуды колебаний и длительность переходного процесса), введены обратные отрицательные связи: обмотка $W_{оос}$, о влиянии которой говорилось ранее, и обмотка демпферной обратной связи $W_{дос}$.

В переходных процессах колебания частоты (следовательно, и скорости вращения двигателя) всегда сопровождаются колебаниями тока в якоре электродвигателя из-за изменения противоэлектродвижущей силы двигателя. Допустим, что в результате внешних воздействий скорость вращения двигателя преобразователя уменьшилась. При снижении скорости вращения двигателя упадет противоэлектродвижущая сила, вызывая рост тока двигателя. Это приведет к увеличению падения напряжения на обмотках двигателя ДП и СО и тока в обмотке $W_{дос}$. Магнитодвижущая сила этой обмотки действует так, что при возрастании тока в ней увеличивается подмагничивание дросселя и повышается ток в управляющей обмотке двигателя (обратная связь действительно отрицательная, так как система регулирования для повышения скорости, наоборот, уменьшает поток УОД).

Увеличение магнитного потока двигателя вызывает снижение тока якоря (вследствие роста противоэлектродвижущей силы). В результате колебания тока в якоре двигателя снижаются, а следовательно, снижаются и колебания частоты.

Обмотка демпферной обратной связи — жесткая отрицательная обратная связь — и в установившемся режиме вносит статизм в систему стабилизации частоты, так как ток в ней пропорционален нагрузке преобразователя.

Следует отметить, что корректирующая обмотка $W_{ко}$ в значительной степени нейтрализует статическую погрешность (в установившемся режиме), создаваемую обмоткой демпферной обратной связи, так как намагничивающие силы обеих обмоток пропорциональны нагрузке преобразователя, а включены они навстречу одна другой. Действие обмо-

ток $W_{\text{ко}}$ и $W_{\text{дос}}$ сдвинуто по времени, и поэтому даже при равных ампер-витках работа одной не исключает работу другой.

Положительное влияние на устойчивость оказывает последовательная обмотка возбуждения двигателя. Пусть частота увеличилась, тогда система будет стремиться снизить ее, увеличивая поток управляющей обмотки двигателя. В то же время увеличение частоты (скорости) сопровождается уменьшением тока в якоре двигателя. Поэтому магнитный поток последовательной обмотки возбуждения будет уменьшаться и препятствовать увеличению общего магнитного потока двигателя, т. е. последовательная обмотка в переходных режимах работает как отрицательная обратная связь и повышает устойчивость системы регулирования частоты.

Регулирование напряжения. Для поддержания напряжения переменного тока в пределах $U_n \pm 3\%$ номинального значения преобразователь снабжен системой автоматического регулирования напряжения. Принципиальная схема системы стабилизации напряжения приведена на рис. 9.5. Система регулирования напряжения преобразователей серии ПО выполнена также комбинированной, т. е. регулирование осуществляется по отклонению регулируемого параметра (напряжению) и возмущающему воздействию — току нагрузки генератора I_r .

Чувствительным элементом системы является управляющая обмотка дроссельного магнитного усилителя $W_{\text{уоу}}$.

Усилительным элементом служит магнитный усилитель с самонасыщением и угольный регулятор напряжения.

Подмагничивание МУ осуществляется тремя обмотками, расположенными на среднем стержне: $W_{\text{уоу}}$, $W_{\text{ко}}$, $W_{\text{оп}}$. Управляющая обмотка усилителя $W_{\text{уоу}}$ подключена через выпрямительный мост B_1 на напряжение генератора U_r . Корректирующая обмотка $W_{\text{ко}}$, создающая воздействие по возмущению, подключена ко вторичной обмотке трансформатора тока TT через выпрямительный мост B_3 . Обмотка опорного напряжения $W_{\text{оп}}$ создает постоянное подмагничивание, так как питается от напряжения генератора через стабилизатор напряжения и выпрямительный мост B_2 .

В настоящее время в качестве источника опорного напряжения (ИОН) применяется электромагнитный стабилизатор напряжения (ЭМС). Для сглаживания пульсаций выпрямленного напряжения электромагнитного стабилизатора используется конденсатор C .

Нагрузкой магнитного усилителя является обмотка электромагнита угольного регулятора напряжения.

Исполнительным элементом служит обмотка возбуждения генератора $ОВГ$, последовательно с которой включен угольный столб регулятора.

Работа системы регулирования напряжения. При номинальном напряжении генератора схема настроена так, что ампер-витки смещения $AW_{см} = AW_{оп} + AW_{ко}$ больше ампер-витков управляющей обмотки усилителя $AW_{см} > AW_{уоу}$. В этом случае подмагничивание магнитного

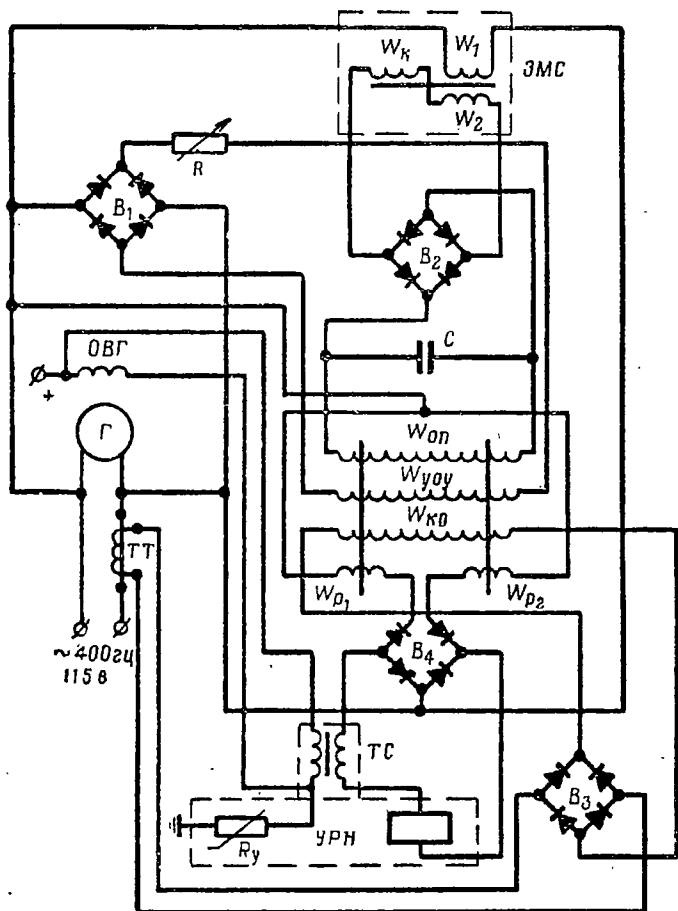


Рис. 9.5. Принципиальная схема системы стабилизации напряжения преобразователя серии ПО

усилителя осуществляется ампер-витками управления $AW_y = AW_{уоу} - AW_{см}$ и рабочая точка a находится примерно в середине прямолинейного участка нагрузочной характеристики (рис. 9.6).

Допустим, что произошло увеличение напряжения генератора по какой-либо причине (например, от сброса нагрузки). Тогда намагничивающая сила управляющей обмотки усилителя увеличится ($AW'_{yoy} > AW_{yoy}$), а намагничивающая сила, создаваемая ампер-витками смещения, уменьшится из-за уменьшения $AW_{ко}$ ($AW'_{см} < AW_{см}$) и, как результат,

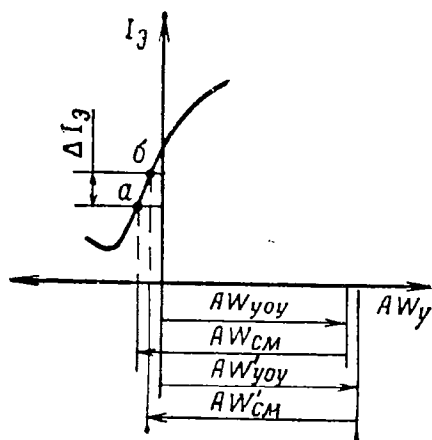


Рис. 9.6. Нагрузочная характеристика магнитного усилителя с самонасыщением, поясняющая процесс регулирования напряжения преобразователя серии ПО

ампер-витки управления AW_y также уменьшатся. В обмотке электромагнита регулятора ток возрастает на величину ΔI_3 (рабочая точка b на регулировочной характеристике). Сопротивление угольного столба увеличится, напряжение генератора снизится и якорь угольного регулятора окажется в новом положении равновесия.

При понижении напряжения все процессы протекают в обратном порядке.

Для повышения устойчивости системы в схеме регулирования напряжения преобразователя применена гибкая отрицательная обратная

связь, выполненная в виде стабилизирующего трансформатора $ТС$ (рис. 9.5).

Преобразователь типа ПО-1500ВТ-2И (ПО-1500ВТ-3И)

Преобразователь типа ПО-1500ВТ-2И (ПО-1500ВТ-3И) имеет взаимосвязанную (перекрестную) систему регулирования напряжения и частоты (рис. 9.7).

Для одновременного поддержания напряжения и частоты (скорости вращения) при любых режимах работы преобразователя номинальными нужно, чтобы намагничивающая сила возбуждения генератора имела вполне определенное значение. Если намагничивающая сила не соответствует величине, необходимой для поддержания номинального напряжения при номинальной частоте, то регулятор напряжения, воздействуя на возбуждение двигателя, изменяет скорость вращения (частоту тока), чтобы напряжение оставалось постоянным. Если при этом автоматически регулировать намагничивающую силу возбуждения генера-

¹ В этом случае I_3 увеличивается, так как $AW_{подм. сумм} = AW_{вн. полож. обр. св} - AW_y$.

тора таким образом, что она в любом режиме работы преобразователя будет соответствовать значению, необходимому для номинального напряжения, то скорость вращения двигателя и частота переменного тока не будут изменяться. Эту роль выполняет регулятор частоты, воздействующий на систему возбуждения генератора в зависимости от отклонения частоты от номинального значения.

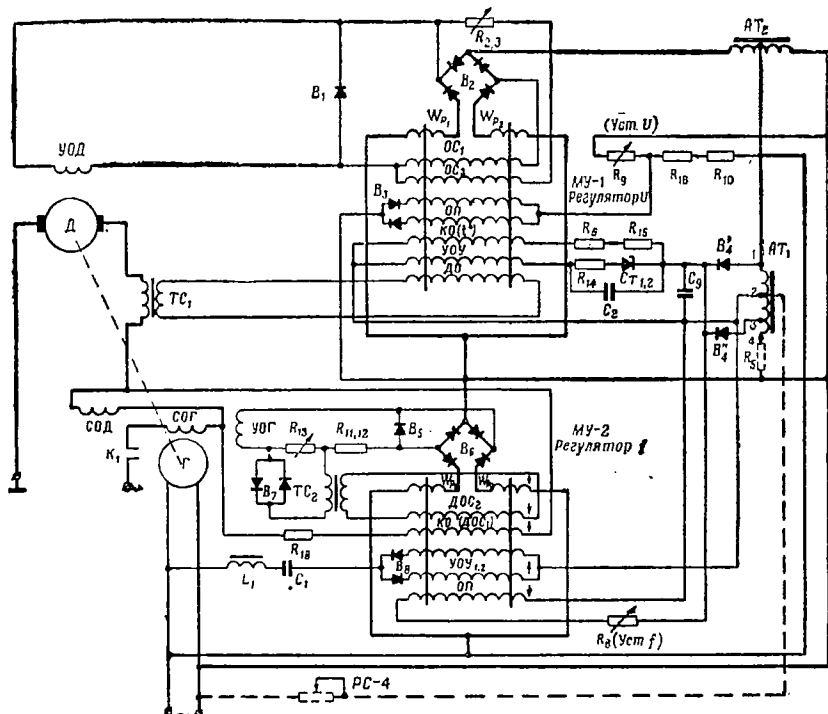


Рис. 9.7. Принципиальная электрическая схема преобразователя серии ПО с перекрестной системой регулирования

Таким образом, характерным для системы взаимного (перекрестного) регулирования является то, что регулирование напряжения генератора осуществляется изменением скорости вращения приводного двигателя, а регулирование частоты — изменением намагничивающей силы возбуждения генератора. Серийная обмотка возбуждения генератора $COГ$ дополнительно изменяет поток возбуждения генератора пропорционально его нагрузке или напряжению источника питания постоянного тока, т. е. обеспечивает коррекцию напряжения по возмущающим воздействиям. Понижение напряжения питания двигателя или увеличение нагрузки преобразователя (генератора) приводит к уменьшению скорости вра-

щения двигателя и напряжения генератора. Уменьшение при этом противоэлектродвижущей силы двигателя, приводящее к увеличению его тока, способствует увеличению потока управляющей обмотки генератора УОГ (обтекаемой током двигателя) и восстановлению напряжения генератора. Наличие серийной обмотки возбуждения генератора СОГ дает возможность несколько согласовать характеристики необходимой намагничивающей силы возбуждения для данного режима работы с действительной намагничивающей силой, в результате чего диапазон изменения управляющего тока возбуждения генератора для полного согласования этих характеристик невелик.

Степень компаундирования генератора током электродвигателя зависит от жесткости внешних характеристик генератора. Она должна быть выбрана так, чтобы для согласования необходимой намагничивающей силы возбуждения генератора с действительной намагничивающей силой потребовался минимальный диапазон изменения управляющего тока возбуждения генератора, что обеспечивает наилучшие условия работы регулятора частоты. Компенсационная обмотка регулятора частоты КО, как будет показано ниже, способствует также уменьшению диапазона изменения тока обмотки УОГ.

Уместно отметить, что в системах комбинированного регулирования роль жесткой обратной связи по возмущающему воздействию (току нагрузки) может выполнять серийная обмотка возбуждения генератора, включаемая последовательно с обмоткой якоря электродвигателя. Перед рассмотрением принципиальной схемы преобразователя (рис. 9.7) необходимо сделать замечание о наименовании регуляторов, принятом по чувствительному элементу. Названия регуляторов во взаимосвязанной системе регулирования не отражают полностью их назначения. Так, например, регулятор напряжения, воздействуя на скорость вращения двигателя, изменяет не только напряжение, но и частоту. Регулятор же частоты ограничивает изменение скорости вращения (в пределах номинального значения частоты — скорости вращения) для восстановления напряжения генератора, компенсируя это воздействием на поток возбуждения генератора.

Регулятор напряжения. Измерительным элементом, принимающим изменение напряжения, служат стабилитроны $Ст_1$ и $Ст_2$. Магнитный усилитель с самонасыщением МУ-1 является регулируемым реактивным сопротивлением в цепи исполнительного органа — управляющей обмотки двигателя УОД. Питание усилителя осуществляется через автотрансформатор $АТ_2$.

Помимо рабочих обмоток $W_{p,2}$ магнитный усилитель имеет;

— управляющую обмотку усилителя УОУ, включенную последовательно со стабилитронами $Ст_{1,2}$ и получающую питание от автотрансформатора $АТ_1$ через диод B_4 ; для нормальной работы измерительного органа в цепи стабилитронов включен фильтр RC (R_{14} , C_2);

— демпферную обмотку ДО, включенную на вторичную обмотку стабилизирующего трансформатора $ТС_1$, первичная обмотка которого включена в цепь двигателя; ток обмотки ДО зависит от скорости изменения тока нагрузки двигателя; при увеличении скорости вращения двигателя (напряжения генератора) регулятор напряжения стремится увеличить поток управляющей обмотки двигателя УОД, но при этом может произойти перерегулирование, вызывающее колебательный процесс; одновременно с увеличением скорости вращения двигателя уменьшается ток якоря (так как противоэлектродвижущая сила двигателя возрастает) и в демпферной обмотке ДО будет протекать ток, способствующий уменьшению подмагничивания магнитного усилителя и, следовательно, уменьшению тока УОД; в результате этого степень увеличения тока возбуждения двигателя будет меньше; таким образом осуществляется гибкая обратная связь, способствующая затуханию переходных процессов; в некоторых преобразователях данной серии обмотка УОУ выполняет одновременно и функции демпферной обмотки, так как дополнительно подключается к трансформатору $ТС_1$;

— компенсационную обмотку КО (t°), включенную параллельно обмотке УОУ и стабилитронам $Ст_{1,2}$; включение обмотки параллельно стабилитронам обеспечивает постоянство ее намагничивающей силы при изменении входного напряжения; медное R_6 и константановое R_{15} сопротивления способствуют компенсации изменения потока управляющей обмотки УОУ из-за влияния температуры на ток стабилитронов; суммарная намагничивающая сила обеих обмоток при изменении температуры остается практически постоянной;

— обмотку подмагничивания ОП (выполненную со средней точкой) с регулируемым сопротивлением R_9 для установки уровня напряжения; в преобразователях серии ПО-1500ВТ-3И этой обмотки нет и для подрегулировки уровня напряжения используется выносной реостат РС-4; при изменении величины его сопротивления (включен в качестве нагрузки автотрансформатора $АТ_1$) изменяется потребляемый ток $АТ_1$; благодаря наличию в цепи обмотки $АТ_1$ сопротивления R_5 (на рис. 9.7 РС-4 и R_5 показаны штриховой линией) происходит перераспределение подводимого напряжения между обмоткой автотрансформатора $АТ_1$ и сопротивлением R_5 ; в результате изменяется напряжение на выходе

AT_1 , от которого питаются обмотки $УОУ$ и $КО$, что вызывает соответствующее изменение тока $УОД$ и напряжения генератора;

— обмотки последовательной $ОС_1$ и параллельной $ОС_2$ обратной связи, повышающие коэффициент усиления.

Регулятор частоты. Измерительным органом регулятора служит последовательный резонансный контур $L_1 - C_1$. Магнитный усилитель $МУ-2$ с самонасыщением обеспечивает изменение тока управляющей обмотки генератора $УОГ$ (т. е. возбуждение генератора), включенной через сопротивление температурной компенсации $R_{11,12}$ и выпрямитель B_6 .

Кроме рабочих обмоток $W_{p,2}$ магнитный усилитель $МУ-2$ имеет:

— управляющую обмотку усилителя $УОУ_{1,2}$ (со средней точкой), включенную последовательно с резонансным контуром через диоды B_8 на переменное напряжение автотрансформатора AT_1 (в ПО-1500ВТ-3И — на AT_2);

— обмотку подмагничивания $ОП$ с регулируемым сопротивлением R_8 для установки уровня частоты; питание ее осуществляется от трансформатора AT_1 через диод B_4 ;

— компенсирующую обмотку $КО$ ($ДОС_1$), подключенную на падение напряжения в силовых обмотках двигателя $СОД$ и генератора $СОГ$, пропорциональное току двигателя; ампер-витки обмотки $КО$ подмагничивают магнитный усилитель; при увеличении нагрузки преобразователя с ростом тока двигателя, а вместе с ним и тока в компенсирующей обмотке увеличивается насыщение магнитного усилителя; это приводит к увеличению тока в управляющей обмотке генератора $УОГ$, способствуя уменьшению изменения напряжения генератора (уменьшению необходимого диапазона изменения тока $УОГ$ регулятором частоты); таким образом, компенсирующая обмотка $КО$ играет роль, аналогичную силовой обмотке генератора $СОГ$; одновременно $КО$ выполняет и функцию демпферной обратной связи ($ДОС_1$); для поддержания напряжения на прежнем уровне регулятор напряжения начинает поднимать скорость вращения двигателя (частоту генератора), уменьшая ток (поток) в $УОД$; но, как было отмечено выше, в результате действия обмотки $КО$ увеличилось напряжение генератора, а следовательно, увеличился и ток (поток) в $УОД$, способствуя этим уменьшению заброса частоты; выполняя, таким образом, роль демпферной обратной связи ($ДОС_1$), обмотка $КО$ снижает размах колебаний частоты в переходных процессах, значительно улучшая устойчивость всей системы;

— демпферную обмотку $ДОС_2$, включенную на

вторичную обмотку стабилизирующего трансформатора $ТС_2$, первичная обмотка которого подключена к сопротивлению R_{13} через диоды B_7 ; падение напряжения на сопротивлении R_{13} оказывает действие на трансформатор только в том случае, когда его величина больше прямого падения напряжения на диодах B_7 ; ампер-витки этой обмотки пропорциональны скорости изменения тока возбуждения генератора, благодаря чему осуществляется гибкая отрицательная обратная связь, способствующая более устойчивому протеканию процесса регулирования.

В преобразователе ПО-1500ВТ-3И вторая демпферная обмотка — короткозамкнутая. Замкнутый контур, образованный этой обмоткой, в переходных процессах препятствует возникновению автоколебаний, т. е. улучшает устойчивость этой системы.

Параллельно обмоткам УОД и УОГ поставлены диоды B_1 и B_5 , предохраняющие вентили B_2 и B_6 от токов самондукции этих обмоток.

Работа системы взаимного (перекрестного) регулирования напряжения и частоты. Допустим, что при сбросе нагрузки преобразователя произошло увеличение напряжения генератора. На изменение напряжения генератора реагируют одновременно две обмотки регулятора напряжения: управляющая обмотка усилителя $УОУ$ и обмотка подмагничивания $ОП$.

Ток управляющей обмотки усилителя (рис. 9.8) зависит от напряжения генератора нелинейно (в соответствии с характеристикой стабилитронов $Ст_{1,2}$, а ток через обмотку подмагничивания $ОП$ — линейно пропорционален напряжению генератора). Схема рассчитана так, чтобы при номинальном напряжении на зажимах генератора намагничивающие силы обеих обмоток были одинаковыми.

При возрастании напряжения генератора намагничивающая сила управляющей обмотки усилителя возрастет значительно больше, чем намагничивающая сила обмотки подмагничивания. Степень насыщения магнитного усилителя $МУ-1$ станет больше, увеличится ток управляющей обмотки двигателя $УОД$, приводя к уменьшению скорости вращения (частоты) и напряжения генератора. Но полностью скомпен-

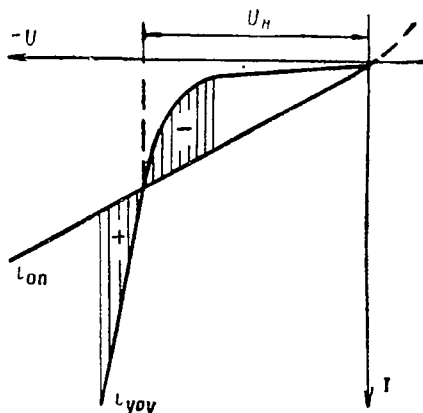


Рис. 9.8. Графики зависимости токов управляющей обмотки усилителя $УОУ$ и обмотки подмагничивания $ОП$

сировать увеличение напряжения генератора при сбросе нагрузки за счет уменьшения скорости вращения нельзя, так как взаимосвязанная система регулирования должна поддерживать номинальной и частоту. Эту роль выполняет регулятор частоты. Уменьшение частоты ниже $f_{\text{ном}} = 400 \text{ гц}$ будет воспринято последовательным резонансным контуром $L_1 - C_1$ (характеристика его приведена на рис. 9.16). В результате уменьшится ток управляющей обмотки усилителя $УОУ_{1,2}$, и вместе с ним насыщение магнитного усилителя $МУ-2$. Это приведет к снижению тока (потока) управляющей обмотки генератора $УОГ$ и дальнейшему уменьшению напряжения генератора до его номинального значения, но при номинальном значении частоты.

Преобразователь типа ПО-500 (ПО-750)

Преобразователь типа ПО-500 (ПО-750) имеет также взаимосвязанную систему регулирования, но выполненную значительно проще (рис. 9.9).

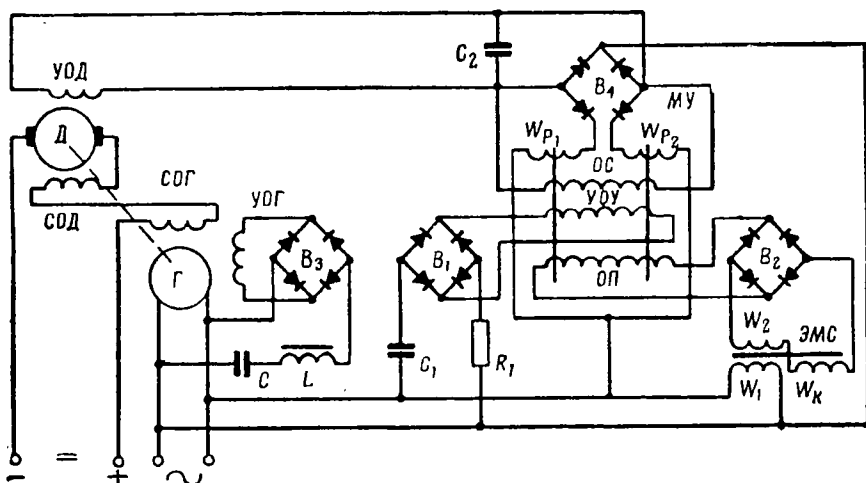


Рис. 9.9. Принципиальная электрическая схема преобразователя серии ПО-500

Регулятор напряжения имеет магнитный усилитель с внутренней и внешней (параллельной) положительной обратной связью $ОС$. В цепь управляющей обмотки усилителя $УОУ$ включен конденсатор C_1 , представляющий собой изменяющееся в зависимости от частоты сопротивление ($x_c = \frac{1}{\omega C}$), обеспечивающее чувствительность регулятора напряжения к

изменению частоты (коррекция по частоте). Так, например, при сбросе нагрузки или увеличении напряжения питания двигателя возрастает частота и напряжение генератора. При этом ток управляющей обмотки усилителя УОУ увеличивается не только из-за роста э. д. с. генератора, но и в результате уменьшения сопротивления цепи. На выход регулятора включена управляющая обмотка двигателя УОД.

Регулятор частоты не имеет магнитного усилителя, и сигнал с резонансного контура $L - C$ подается непосредственно через выпрямитель B_3 на управляющую обмотку генератора УОГ. Серийная обмотка генератора СОГ так же, как и в ПО-1500ВТ-2И, дополнительно изменяет поток возбуждения генератора пропорционально его нагрузке, обеспечивая наилучшее условие работы регулятора частоты.

Преобразователь серии ПТ

Преобразователь серии ПТ (преобразователь трехфазный) представляет собой двигатель-генераторный агрегат для преобразования постоянного тока бортовой сети с напряжением 27 в в переменный трехфазный ток с линейным напряжением 36 в и частотой 400 гц. Электромашинный агрегат состоит из двигателя постоянного тока и трехфазного магнитоэлектрического генератора. Исключением из этой серии преобразователей являются ПТ-1500 и ПТ-3000, снабженные трехфазными синхронными генераторами с электромагнитным возбуждением и напряжением соответственно 36 в и 208 в.

Преобразователи серии ПТ¹ (с магнитоэлектрическими генераторами) выпускаются мощностью 70; 125; 200; 500; 750; 1000 в $\cdot$ а со скоростью вращения 12 000 или 8000 об/мин.

Преобразователи ПТ-500, -750, -1000 снабжены регуляторами частоты и напряжения, а остальные только регуляторами частоты. Все преобразователи серии ПТ имеют магнито-резонансные регуляторы частоты с измерительным органом в виде двух или одного резонансного контура. Исключением является преобразователь ПТ-70 с регулятором частоты центробежно-вибрационного типа.

Преобразователь серии ПТ имеет электродвигатель постоянного тока, на четырех полюсах которого размещены обмотка последовательного возбуждения СО и управляющая обмотка УОД. Благодаря наличию обмотки последовательного возбуждения электродвигатель имеет высокий пусковой

¹ На ЛА находят применение для индивидуального питания потребителей преобразователи типа ПАГ-1Ф (мощностью 56 в $\cdot$ а) с трехфазным магнитоэлектрическим генератором.

момент, вследствие чего преобразователь легко запускается при всех эксплуатационных условиях. Генератор преобразователя является магнитоэлектрической машиной, т. е. с возбуждением с помощью постоянных магнитов. Якорная трехфазная обмотка генератора расположена на статоре и соединена звездой.

Ротор генератора представляет собой постоянный магнит в форме шестиполусной (шестиконечной) или четырехполусной «звездочки» из сплава альнико АНКО, состоящего из 9% Al, 20,5% Ni, 20% Co, 2% Cu, остальное Fe. Замкнутый магнит из этого сплава имеет остаточную индукцию $B_r = 0,7$ тл (7000 гс) и коэрцитивную силу $H_c = 48000$ а/м (600 э).

При наличии воздушного зазора, как и в магнитоэлектрическом генераторе, величина индукции будет меньше (B_M на рис. 9.10). Величина индукции B_M определяется точкой пересечения E кривой размагничивания с прямой OE , проведенной под углом α , зависящим от отношений воздушного зазора к длине магнита и площади поперечного сечения магнита к воздушному зазору.

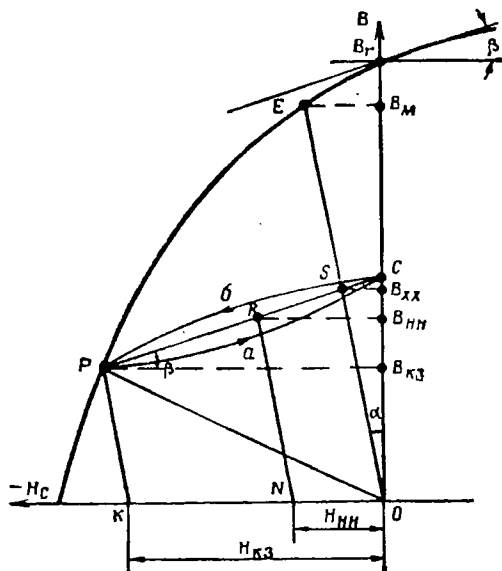


Рис. 9.10. Кривая размагничивания

гут оказаться частично размагниченными. Для того чтобы генератор мог обеспечить номинальное напряжение и после короткого замыкания, магниты в преобразователе без коробки управления подвергают стабилизации ударными токами трехфазного короткого замыкания. Размагничивающее действие продольной составляющей реакции якоря при коротком замыкании (H_{KZ}) приведет к тому, что рабочая точка E перейдет по кривой размагничивания в точку P . Прямая KP параллельна прямой OE , так как зазор δ не изменился и отстоит от нее на величину H_{KZ} , пропорциональную размагничивающему действию ампер-витков продольной составляющей реакции якоря при коротком замыкании. При многократном изменении напряженности магнитного поля в пределах от H_{KZ}

до нуля состояние магнита будет устойчиво определяться линией магнитного возврата PC . Ввиду того что кривые возврата (a и b) имеют вид узкой наклонной петли, то с достаточной для практики точностью они заменяются средней прямой — линией магнитного возврата.

Прямые возврата характеризуются коэффициентом возврата

$$\rho = \operatorname{tg} \beta = \frac{\Delta B}{\Delta H},$$

где β — угол между прямой возврата и осью абсцисс.

Коэффициент ρ различен для каждой точки кривой намагничивания. Наклон каждой прямой возврата для данного материала магнита определяется положением начальной точки (точки отхода) на кривой размагничивания (например, точки P), но приближенно можно считать, что наклон линии возврата равен наклону касательной к кривой размагничивания в точке B_r .

Если после короткого замыкания машине вновь дать холостой ход, то рабочая точка постоянного магнита вернется по прямой возврата PC к точке S (рабочей точке холостого хода). Необходимо отметить, что такая стабилизация магнита снижает его использование, что, в свою очередь, приводит к увеличению размеров магнитов при их конструировании. Действительно, разность $B_M - B_{xx}$ пропорциональна потере потока в воздушном зазоре из-за стабилизации магнита.

Такие преимущества магнитоэлектрических генераторов, комплектующих преобразователи, как надежность в работе, простота конструкции и обслуживания (из-за отсутствия скользящих контактов и вращающейся обмотки), высокий к. п. д. (из-за отсутствия потерь в цепи возбуждения), а также меньшие веса, габариты и стоимость машин малой мощности, по сравнению с машинами с электромагнитным возбуждением, определили их широкое применение на летательных аппаратах.

Регулирование напряжения

При вращении ротора индукция B_{xx} , соответствующая точке S , создает в обмотке статора синусоидальную электродвижущую силу, эффективное значение которой равно

$$E_0 = 4,44 k_0 f W B_{xx} S.$$

Электродвижущая сила E_0 является одновременно и напряжением на зажимах генератора при его холостом ходе. При нагрузке генератора напряжение на его зажимах изменяется как за счет падения напряжения на активном и

реактивном сопротивлении обмотки статора, так и за счет действия реакции якоря.

В магнитоэлектрических генераторах поперечная составляющая реакции якоря практически не влияет на индукцию постоянных магнитов, продольная же составляющая реакции якоря действует размагничивающе, уменьшая рабочую индукцию магнита. Графически действие продольной составляющей реакции якоря при номинальной нагрузке генератора $H_{\text{нп}}$ может быть выражено на рис. 9.10 переходом по прямой возврата из точки S в точку R . Прямая NR параллельна прямой OE и отстоит от нее влево на величину $H_{\text{нп}}$, пропорциональную размагничивающему действию ампер-витков продольной составляющей реакции якоря при номинальной нагрузке генератора.

Таким образом, работа магнита происходит по прямой возврата PC . Рабочей точкой холостого хода будет точка S и ей соответствующая индукция $B_{\text{хх}}$, а рабочей точкой при номинальной нагрузке — точка R с соответствующей ей индукцией $B_{\text{нп}}$. Следовательно, напряжение генератора под воздействием реакции якоря меняется в пределах, соответствующих изменению индукции от $B_{\text{хх}}$ до $B_{\text{нп}}$. Уменьшению изменения напряжения под нагрузкой способствует использование новых магнитных материалов альни (АН), альниси (АНК) и альнико (АНКО), у которых кривые возврата значительно положе, чем, например, у углеродистой, хромистой и вольфрамовой сталей.

Регулирование напряжения преобразователей серии ПТ, в которых используются магнитоэлектрические генераторы, представляет определенную трудность. Известны следующие методы регулирования напряжения магнитоэлектрических генераторов: применением конденсаторов или междуполюсных шунтов, изменением частоты, управляемыми дросселями насыщения и изменением сопротивления магнитопровода. Из перечисленных методов последние два применяются в системах точного регулирования, обеспечивающих поддержание напряжения в пределах $U_{\text{н}} \pm 2\%$. Если в системах электроснабжения не ставят жестких требований к форме кривой напряжения, то для регулирования напряжения метод управляемых дросселей имеет ряд преимуществ перед методом изменения сопротивления магнитопровода. Так, например, при одинаковых весовых показателях система с управляемыми дросселями является более простой.

Для регулирования напряжения в преобразователях серии ПТ нашел применение метод изменения сопротивления магнитопровода (сердечника якоря 1) (рис. 9.11) путем насыщения спинки якоря управляемым внешним полем. Это поле создается тороидальной обмоткой подмагничивания 2 (при рассмотрении системы автоматического регулирования

напряжения преобразователя ПТ она названа управляющей обмоткой генератора УОГ), расположенной в пазах и по наружной поверхности сердечника якоря.

Для стабилизации напряжения поток УОГ изменяется обратно пропорционально нагрузке генератора. При холостом ходе, когда намагничивающая сила реакции якоря отсутствует и поток возбуждения в машине максимален, намагничивающая сила обмотки УОГ должна быть также максимальной, обеспечивая увеличение сопротивления сердечника якоря в такой степени, чтобы оно было эквивалентно дей-

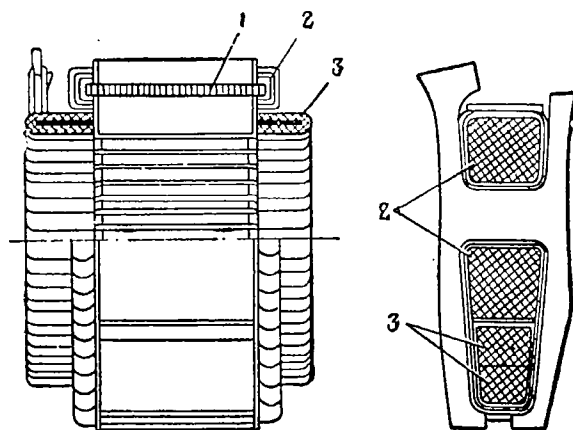


Рис. 9.11. Конструкция якоря магнитоэлектрического генератора с регулированием потока:

1 — сердечник якоря; 2 — обмотка подмагничивающая; 3 — обмотка якоря

ствию продольной составляющей реакции якоря при номинальной нагрузке. При номинальном режиме намагничивающая сила обмотки УОГ должна иметь минимальное значение, так как в этом случае намагничивающая сила продольной реакции якоря имеет предельное значение (преобразователи не рассчитаны на перегрузку).

Таким образом, в отличие от обычных систем регулирования напряжения электрических машин с электромагнитным возбуждением данная система регулирования в рабочем режиме потребляет минимальную мощность, а при холостом ходе генератора — максимальную. При этом максимальная активная мощность, расходуемая на регулирование при холостом ходе генератора, ниже, чем у машин с электромагнитным возбуждением, вследствие того что на пути потока подмагничивания отсутствует воздушный зазор. Так, магнитоэлектрический генератор мощностью $P_{\text{ном}} = 1000 \text{ вa}$ при $f = 400 \text{ гц}$ расходует на регулирование в номинальном

рабочем режиме 3% $P_{ном}$ и около 10% $P_{ном}$ — при холостом ходе. Генератор с электромагнитным возбуждением соизмеримой мощности расходует на возбуждение при номинальном режиме около 15% $P_{ном}$. Однако следует отметить, что вес регулируемых магнитоэлектрических генераторов по сравнению с весом нерегулируемых больше на 10—15%.

Принципиальная схема регулирования напряжения и частоты преобразователей серии ПТ рассматривается на примере преобразователя ПТ-1000ЦС (приведена на рис. 9.12).

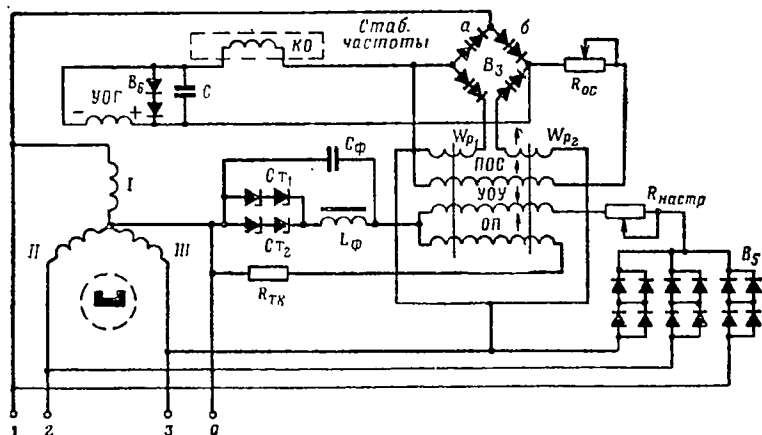


Рис. 9.12. Принципиальная электрическая схема системы регулирования напряжения преобразователя серии ПТ

Регулятор напряжения выполнен как статический регулятор, реагирующий на отклонение напряжения переменного тока преобразователя от номинального.

Измерительным органом регулятора напряжения являются стабилитроны (СТ₁ или СТ₂), включенные последовательно с управляющей обмоткой магнитного усилителя УОУ на выпрямленное (через В₅) напряжение генератора. Измерительный орган реагирует на среднее значение фазного напряжения преобразователя. Для регулирования напряжения преобразователя используется обратная ветвь вольт-амперной характеристики стабилитрона, представленная на рис. 9.13. Изменение среднего значения фазного напряжения U (обратного по отношению к стабилитрону) на величину ΔU приводит к резкому изменению (на величину $\Delta I_{ст}$) обратного тока стабилитрона, а следовательно, и тока управляющей обмотки усилителя УОУ. Одновременно стабилитрон используется для обеспечения стабильного напряжения на обмотке ОП магнитного усилителя. Большинство преобразователей серии ПТ и ПО имеют для этой цели электро-

магнитные стабилизаторы напряжения. Из рис. 9.13 видно, что при изменении напряжения генератора на величину ΔU падение напряжения на стабилитроне изменится на незначительную величину $\Delta U_{ст}$. Таким образом, напряжение на обмотке ОП, включенной параллельно стабилитронам, практически остается постоянным.

Подбором величины константанового сопротивления температурной компенсации $R_{ТК}$ (знак температурного коэффициента сопротивления стабилитрона и сопротивления $R_{ТК}$ одинаков) обеспечивается равное изменение токов обмоток УОУ и ОП при изменении температуры. Так как потоки обмоток направлены навстречу один другому, то суммарное подмагничивание их остается постоянным при изменении температуры. Последовательное включение двух стабилитронов с суммарным напряжением стабилизации около 17 в ($U_{ст}$ диода Д-809 равно 8,5 в) обеспечивает необходимую чувствительность измерительного органа. Параллельное включение двух пар стабилитронов $Ст_1$ и $Ст_2$ обеспечивает блокировку при коротком замыкании одного из стабилитронов.

В нормальном режиме работает одна из пар стабилитронов $Ст_1$ или $Ст_2$ (в зависимости от разброса параметров стабилитронов). Фильтр $L_{\phi} - C_{\phi}$ ограничивает воздействие на стабилитроны токов наводок в обмотках УОУ и ОП.

Усилительным элементом является магнитный усилитель МУ с внутренней положительной обратной связью за счет суммирования потоков рабочих обмоток $W_{p1,2}$ в среднем стержне. На среднем стержне МУ расположены следующие обмотки:

- управляющая обмотка УОУ, магнитный поток которой пропорционален току стабилитронов, а следовательно, и напряжению генератора преобразователя;

- обмотка опорного напряжения ОП, включенная на стабилизированное напряжение, обеспечивающая выбор рабочей точки на характеристике МУ;

- обмотка внешней положительной обратной связи ПОС, включенная параллельно управляющей обмотке генерато-

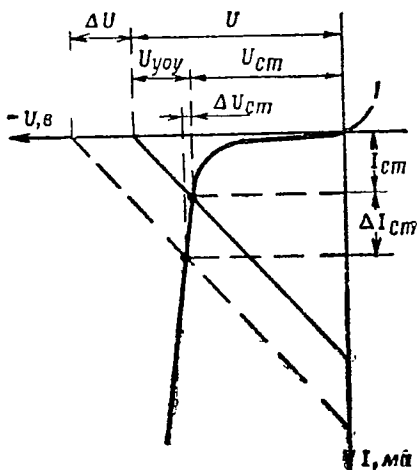


Рис. 9.13. Вольт-амперная характеристика стабилитрона

ческое построение; во втором квадранте — характеристики генератора $U = \varphi_1(I_{\text{гор}})$ для холостого хода и номинальной нагрузки и статическая характеристика регулятора $I_{\text{гор}} = \varphi_2(U)$; в четвертом квадранте — вольт-амперная характеристика стабилитронов (Ст₁ или Ст₂), которая одновременно является и характеристикой управляющей обмотки усилителя $I_{\text{уоу}} = \varphi_3(U)$. В системе со статическим регулятором увеличение нагрузки приведет к изменению напряжения от $U_{\text{хх}}$ при $I_{\text{уог max}}$ (точка 2) до $U_{\text{н}}$ при $I_{\text{уог min}}$ (точка 1), причем точность стабилизации определится крутизной характеристики $I_{\text{гор}} = \varphi_2(U)$. Так снижение напряжения приводит к уменьшению тока стабилитронов, а следовательно, тока $I_{\text{уоу}}$ и намагничивающей силы ($A\mathcal{W}_{\text{уоу}} = kI_{\text{уоу}}$) управляющей обмотки усилителя. Ампер-витки управления МУ, равные $A\mathcal{W}_{\text{у}} = A\mathcal{W}_{\text{уоу}}$, тоже уменьшаются, обеспечивая уменьшение тока управляющей обмотки генератора $I_{\text{гор}}$, способствуя тем самым поддержанию напряжения генератора. Среднеарифметическое значение трех линейных напряжений генератора поддерживается с точностью $\pm 2\%$.

Регулятор частоты. Стабилизация частоты переменного тока преобразователя осуществляется обеспечением постоянной скорости вращения электродвигателя путем изменения тока в его управляющей обмотке УОД (аналогично системе стабилизации частоты в ПО) с помощью автоматического регулятора частоты. Регулятор частоты (рис. 9.15) реагирует на отклонение частоты преобразователя от номинальной.

Измерительным органом регулятора частоты является последовательный резонансный контур $L-C$, включенный через выпрямитель в цепь управляющей обмотки УОУ магнитного усилителя. Характеристика резонансного контура, настроенного на частоту $f_p = 450 \div 470$ гц (путем изменения индуктивности дросселя L), представлена на рис. 9.16. Рабочая точка А, соответствующая частоте 400 гц, расположена на восходящей ветви характеристики.

Усилительным элементом служит магнитный усилитель МУ с внутренней положительной обратной связью. Питание магнитного усилителя переменным током осуществляется через повышающий автотрансформатор АТ с использованием средней точки (на рис. 9.15 АТ изображен упрощенно), что позволяет сократить вдвое число плеч выпрямительного моста B_1 . Рабочие обмотки магнитного усилителя $\mathcal{W}_p$ выполнены секционно (двумя проводниками в параллель), что снижает ток через плечо выпрямителя B_1 и позволяет применить диоды меньшего габарита. На среднем стержне МУ расположены следующие обмотки:

— управляющая обмотка усилителя (из двух параллель-

ных ветвей), включенная на напряжение переменного тока через резонансный контур и выпрямитель B_4 ;

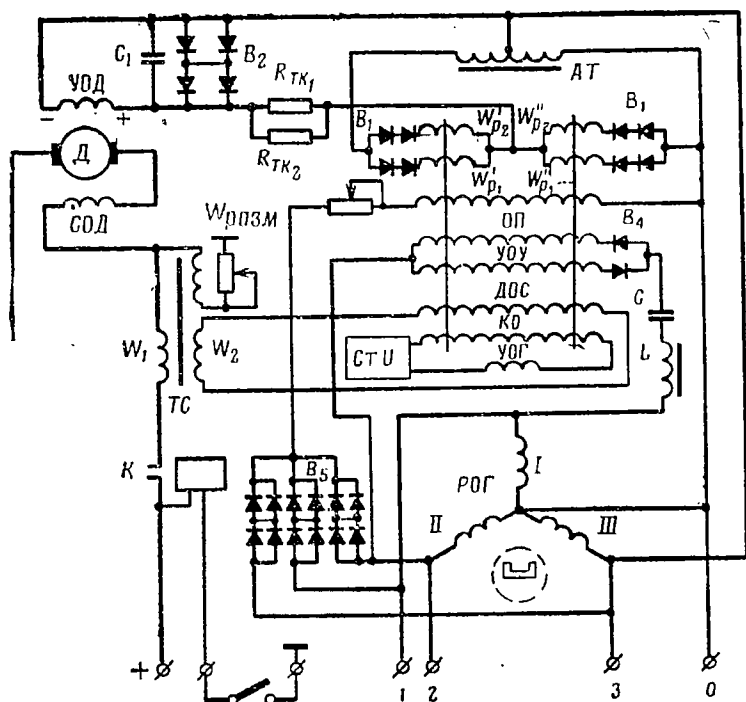


Рис. 9.15. Принципиальная электрическая схема системы регулирования частоты преобразователя серии ПТ

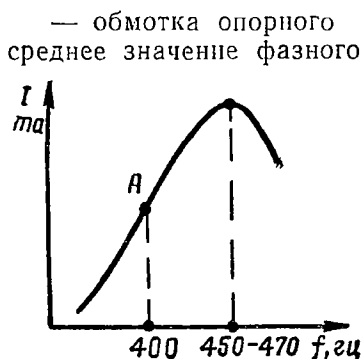


Рис. 9.16. Характеристика последовательного резонансного контура

— обмотка опорного напряжения ОП, включенная на среднее значение фазного напряжения через выпрямитель B_5 ; она обеспечивает выбор рабочей точки на характеристике МУ (ток ОП остается практически неизменным, так как напряжение генератора поддерживается регулятором);

— обмотка демпферной обратной связи ДОС, обеспечивающая устойчивость системы регулирования в переходных процессах; включена она на вторичную обмотку стабилизирующего трансформатора ТС;

— корректирующая обмотка КО, служащая для уменьшения изменения частоты при изменении нагрузки преобразователя (действие ее аналогично

действую коррективирующей обмотки КО в преобразователе ПО-1500ВТ-2И); обмотка включена на выход системы регулирования напряжения.

Нагрузочная характеристика МУ приведена на рис. 9.17 в первом квадранте (ось ординат ее показана штрихпунктирной линией).

¹Исполнительным органом в схеме регулирования частоты является управляющая обмотка двигателя УОД

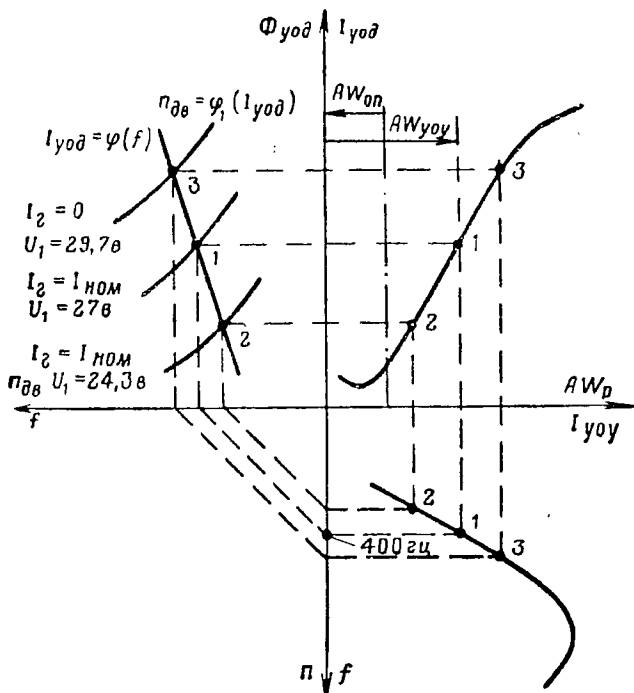


Рис. 9.17. Совмещенные характеристики элементов системы регулирования частоты преобразователя серии ПТ

(рис. 9.15), включенная на выход магнитного усилителя через выпрямитель B_1 . Параллельно управляющей обмотке двигателя установлен выпрямитель B_2 , который препятствует протеканию тока, обусловленного противоэлектродвижущей силой УОД. Конденсатор C_1 компенсирует индуктивность УОД и повышает эффективное значение выпрямленного тока, уменьшает его пульсацию. Константановое сопротивление $R_{\text{тк}_1}$ и термосопротивление $R_{\text{тк}_2}$ (типа ММТ) с отрицательным температурным коэффициентом сопротивления уменьшают отклонение частоты.

Принцип действия системы регулирования частоты рассмотрим, используя совмещенные характе-

ристки отдельных ее элементов. На рис. 9.17 изображены: в первом квадранте — нагрузочная характеристика МУ, ось ординат которой сдвинута влево на величину $AW_{оп}$; во втором квадранте — регулировочные характеристики двигателя (регулируемого объекта) $n_{дв} = \varphi_1(I_{уод})$ и зависимость тока управляющей обмотки двигателя $I_{уод} = \varphi(f)$ от частоты (результатирующая статическая характеристика регулятора); в четвертом квадранте — характеристика резонансного контура $I_{уоу} = \varphi_2(f)$.

Процесс регулирования частоты протекает следующим образом. Если по какой-либо причине частота переменного тока увеличится, это приведет к увеличению тока резонансного контура и, следовательно, тока управляющей обмотки УОУ магнитного усилителя. Увеличение результирующих ампер-витков $AW_p = AW_{уоу} - AW_{оп}$ ($AW_{оп} \cong \text{const}$, так как работает регулятор напряжения) МУ приведет к увеличению тока $I_{уод}$ и потока $\Phi_{уод}$ управляющей обмотки двигателя. Скорость двигателя и частота генератора при этом уменьшатся. Точность поддержания частоты регулятором составляет $\pm 2\%$ номинального значения.

Вследствие механической инерции вращающихся масс и электромагнитной инерции обмоток магнитного усилителя и управляющей обмотки двигателя процесс установления частоты без вспомогательных стабилизирующих органов является колебательным. Для повышения его устойчивости применяется гибкая отрицательная обратная связь — стабилизирующий трансформатор ТС (рис. 9.15). Первичной обмоткой W_1 трансформатора является провод, обтекаемый током двигателя. Вторичная обмотка W_2 включена на обмотку демпферной обратной связи ДОС. Размагничивающая обмотка трансформатора компенсирует постоянную составляющую магнитного потока первичной обмотки трансформатора, повышая эффективность его работы. Увеличению устойчивости способствует также серпесная обмотка двигателя, работающая в переходных режимах аналогично отрицательной обратной связи.

Для увеличения надежности преобразователя в схемах регулирования частоты и напряжения предусмотрено дублирование от короткого замыкания выпрямителей B_1, B_3, B_6 и стабилитронов Ст и одновременно дублирование от короткого замыкания и обрыва выпрямителей B_2 и B_5 .

В заключение необходимо отметить, что многие преобразователи серии ПТ имеют чувствительный элемент регулятора частоты, состоящий из двух последовательных резонансных контуров, включенных по дифференциальной схеме, что позволяет исключить влияние искажения формы кривой выходного напряжения преобразователя на регулирование частоты, а также получить большую чувствительность регу-

лятора. В схемах с одним резонансным контуром всегда имеется значительное начальное подмагничивание магнитного усилителя, вследствие чего существенно снижаются пределы регулирования.

Схемы защиты и резервирования преобразователей

Как уже отмечалось, параллельная работа преобразователей не нашла практического применения, в связи с этим применяются вторичные энергосистемы трехфазного переменного тока с раздельной работой преобразователей и автоматическим включением резервного преобразователя при отказе основного (с помощью коробки переключения КПР-9 или аппарата переключения преобразователя АПП-1). Для обеспечения двустороннего переключения, т. е. когда каждый из преобразователей может работать в качестве основного или резервного, применяются одновременно две коробки (два аппарата) переключения.

К аварийным режимам, возникающим при эксплуатации преобразователей, относятся:

- чрезмерное повышение скорости вращения преобразователя («разнос»);

- обрыв или короткое замыкание в цепи питания преобразователя постоянным током;

- обрыв одной, двух или трех фаз или междуфазное короткое замыкание в преобразователе или в линии переменного тока от преобразователя до клемм линейного контактора, подключающего преобразователь к распределительным шинам;

- обрывы элементов схемы регулирования (в том числе, приводящие к повышению выходного напряжения).

Все аварийные режимы, кроме первого, в основном сводятся к потере напряжения переменного тока и только в некоторых случаях — к повышению выходного напряжения. Отсюда вытекает необходимость применить защиту минимального напряжения и желательно защиту от перенапряжения. Механическая защита от чрезмерного повышения скорости вращения («разноса») с помощью центробежного переключателя ЦП была рассмотрена на примере преобразователя ПО-4500. Эту же защиту принципиально можно выполнить электрически, т. е. косвенным путем, с помощью реле, обмотка которого включается параллельно управляющей обмотке двигателя УОД.

Защита однофазного преобразователя от короткого замыкания и обрывов была рассмотрена на примере переключения коробки КПР-1 (рис. 9.1) с чувствительным органом в виде реле, питающегося от сети переменного тока на

выходе преобразователя через трансформатор и выпрямитель. Включение по аналогии с однофазными преобразователями одного реле через трехфазную мостовую схему Ларионова (рис. 9.18) не дает требуемого эффекта (реле отключается только при авариях в цепи постоянного тока или возбуждения генератора и трехфазных обрывах и коротких замыканиях в цепи переменного тока). При несимметричных авариях в цепи переменного тока (однофазных и двухфазных обрывах и коротких замыканиях) реле P_1 может не отключиться, так как трехфазная схема выпрямления превратится

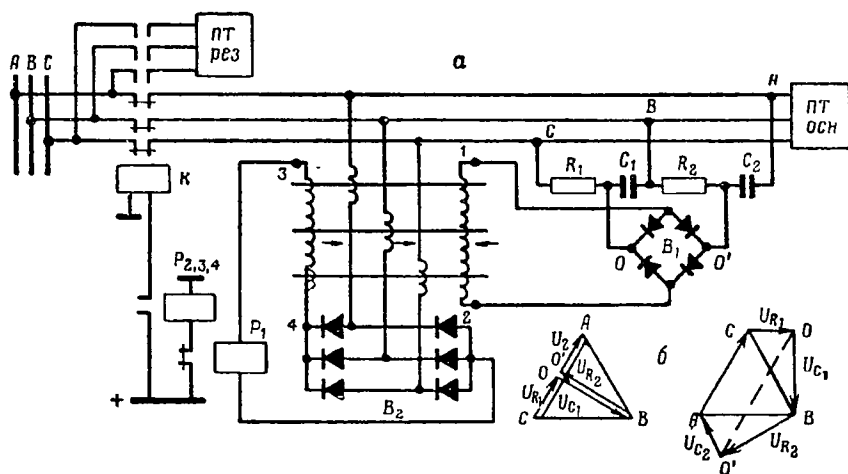


Рис. 9.18. Принципиальная схема коробки переключения преобразователей

в однофазную, и напряжение на обмотке реле уменьшится приблизительно на 30%.

Защита при несимметричных аварийных режимах трехфазной цепи осуществляется в авиационных преобразователях с помощью аппаратов защиты, основанных на принципе напряжения. Защита трехфазных преобразователей централизованного питания и их фидеров аппаратами на токовом принципе (например, продольная дифференциальная защита на сумматорах и т. п.) практически не находит применения по целому ряду причин.

Сложность защиты трехфазных преобразователей состоит в выявлении несимметричных аварийных режимов, так как в этом случае на отдельных фазах сохраняются нормальные напряжения. В зависимости от чувствительного элемента, выявляющего несимметричный режим, схемы защиты могут быть следующих видов: с искусственным нулем, со смесительным трансформатором, с фильтрами напряжения обратной последовательности.

Схемы с фильтрами напряжения обратной последовательности (ФОП), не требующие нулевого провода, нашли широкое применение для защиты трехфазных авиационных преобразователей с помощью коробок типа КПР. Для выявления нарушения соотношений напряжений в фазах переменного тока в коробке КПР используется четырехплечий фильтр типа RC (рис. 9.18, *а*). Параметры элементов фильтра подбираются таким образом, чтобы при симметричном режиме напряжение на выходе фильтра равнялось нулю (рис. 9.18, *б*). При несимметричной аварии на выходе фильтра появится напряжение U_{00} , величина которого будет зависеть от вида аварии и характера нагрузки преобразователя. Обмотки 1—2 и 3—4 (намагничивающие МУ) магнитного усилителя коробки КПР включены встречно, следовательно, при протекании тока по обмотке 1—2 магнитный поток подмагничивания уменьшается, приводя к снижению тока через обмотку реле P_1 . Реле P_1 через $P_{2,3,4}$ замыкает цепь обмотки контактора K , отключающего основной преобразователь и включающего резервный.

Для автоматического переключения одно- и трехфазных преобразователей применяется аппарат переключения преобразователей типа АПП-1 с полупроводниковыми элементами. Аппарат срабатывает при всех перечисленных выше режимах (кроме первого), включая превышение выходного напряжения свыше $40,1 \div 43,7$ в для трехфазных преобразователей с линейным напряжением 36 в и $121,5 \div 133$ в — для однофазных преобразователей с напряжением 115 в. Блок-схема аппарата переключения преобразователей АПП-1 представлена на рис. 9.19.

Аппарат состоит из трех электрически связанных между собой узлов: исполнительного (трехкаскадного усилителя постоянного тока на транзисторах T_3, T_4, T_5), защиты от перенапряжения (реле напряжения на транзисторе T_1) и защиты от обрывов и коротких замыканий. Последний узел обеспечивает защиту как при симметричных аварийных режимах (полном пропадании напряжения), так и при несимметричных (обрыве одной фазы, междуфазном коротком замыкании и т. п.).

Аппарат АПП-1 осуществляет запуск преобразователя по «плюсу» или «минусу» с одновременным подключением преобразователя через линейный контактор K_1 к распределительным шинам.

В нормальном режиме работы преобразователя четырехплечий фильтр обратной последовательности (ФОП) сбалансирован с помощью потенциометра (одного из сопротивлений фильтра) и напряжение на его выходе примерно равно нулю (не более 1—2 в).

[illegible]

(и на выходе вентилей B_1 и B_2). Это приведет к срабатыванию реле P_1 (в результате закрытия транзисторов T_3, T_4 исполнительного узла и открытия — T_5), переключающего цепь запуска основного преобразователя на резервный.

294

При перенапряжении на зажимах генератора однофазного или трехфазного преобразователя в пределах, указанных выше, открывается транзистор T_1 и с выдержкой времени (не более 1,5 сек), пропорциональной величине перенапряжения, обеспечит срабатывание реле P_1 .

Для исключения ложных срабатываний аппарата в момент пуска преобразователя, т. е. когда напряжение переменного тока значительно меньше номинального, а узел симметричных и несимметричных аварийных режимов работает, как в случае аварии, предусматривается в исполнительном узле (T_3) цепь задержки RC , обеспечивающая включение реле P_1 не ранее чем за 1,4 сек.

§ 9.2. СТАТИЧЕСКИЕ (ТРАНЗИСТОРНЫЕ) ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ПОСТОЯННОГО ТОКА В ПЕРЕМЕННЫЙ

Преобразование постоянного тока в переменный может быть осуществлено с помощью преобразователей на транзисторах. Принципиальная схема транзисторного преобразо-

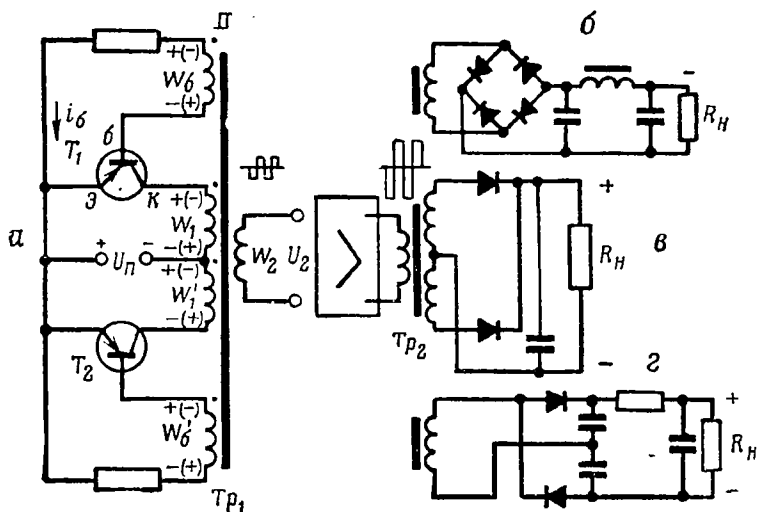


Рис. 9.20. Транзисторный преобразователь:

a — принципиальная схема транзисторного преобразователя постоянного тока в переменный; b , $в$, $г$ — схемы выпрямителей транзисторного преобразователя

вателя постоянного тока в переменный с усилителем мощности приведена на рис. 9.20, a . Низкое напряжение $U_{п}$ источника постоянного тока подается на задающий генератор прямоугольных импульсов с самовозбуждением (автогенератор на транзисторах T_1 и T_2). Нагрузкой генератора служит трансформатор Tr_1 , в первичной обмотке которого происхо-

дит прерывание (с помощью транзисторов, работающих в ключевом режиме) постоянного тока с частотой, определяемой задающим генератором. Напряжение, получаемое от автогенератора, усиливается с помощью усилителя на транзисторах, работающего в режиме переключения. Выходной трансформатор усилителя Tr_2 одновременно служит и выходным трансформатором преобразователя.

Чтобы преобразователь работал с минимальными потерями, прерывающее устройство должно иметь бесконечно большое сопротивление в выключенном состоянии и беско-

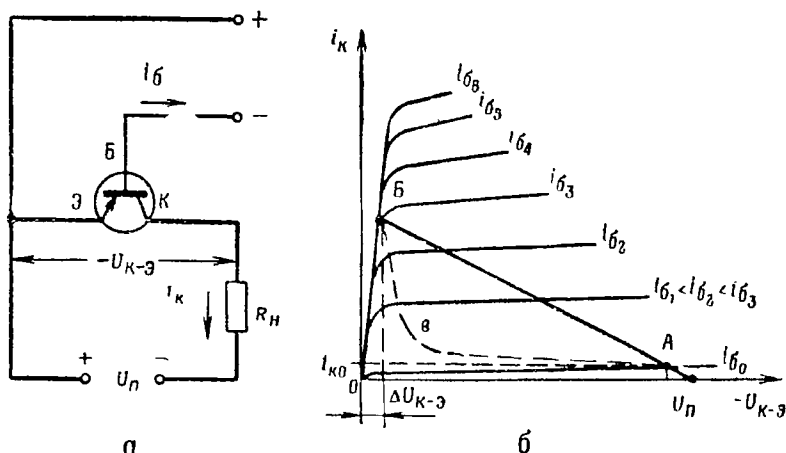


Рис. 9.21. Работа транзистора в режиме переключения:

а — включение транзистора по схеме с общим эмиттером; б — нагрузочная характеристика триода в режиме переключения

нечно малое сопротивление — во включенном. Такими свойствами обладает транзистор (триод), работающий в ключевом режиме. Причем существенным условием эффективной работы триода в таком режиме является быстрота его переключения, которая зависит не только от параметров триода, схемы устройства и свойств нагрузки, но и от величины и времени нарастания напряжения на базе. Последнее обеспечивается с помощью трансформатора Tr_1 с сердечником из материала с прямоугольной формой петли гистерезиса.

Рассмотрим работу транзистора в режиме переключения на примере схемы с общим эмиттером (рис. 9.21, а). В этой схеме триод управляется напряжением, приложенным к его базе и эмиттеру.

Величина тока коллектора i_k , проходящего через триод в нагрузку, определяется значением тока в цепи базы i_b , который зависит от напряжения между эмиттером и базой $U_{э-б}$. При положительном потенциале базы по отношению

к эмиттеру триод с $p-n-p$ переходом закрыт и через нагрузку проходит небольшой ток утечки $i_{к0}$. Когда триод закрыт, к его эмиттерно-коллекторному переходу приложено почти все напряжение источника питания $U_{п}$ (этому режиму отсечки соответствует точка A на рис. 9.21, б).

При подаче на базу триода отрицательного напряжения он открывается и через нагрузки начинает проходить коллекторный ток, величина которого зависит от тока базы $i_{б}$. Точка B соответствует режиму насыщения, для которого сопротивление эмиттерно-коллекторного перехода составляет доли ома, и напряжение питания, не считая незначительного падения напряжения $\Delta U_{к-э}$, оказывается приложенным к нагрузке. Рассеивание мощности на триоде в режимах, соответствующих точкам A и B , мало, так как в первом случае мал ток утечки $i_{к0}$, а во втором — наблюдается небольшое падение напряжения $\Delta U_{к-э}$ (0,3—0,6 в). Но рабочая точка триода переходит из области отсечки в область насыщения, двигаясь через активную область по прямой AB (при чисто активной нагрузке), и, следовательно, в момент переключения ни ток коллектора $i_{к}$, ни падение напряжения $U_{к-э}$ нельзя считать малыми.

Потеря мощности на транзисторе в момент переключения, определяемая произведением мгновенных значений коллекторного тока $i_{к}$ на напряжение $U_{к-э}$, может быть уменьшена, если процесс переключения будет происходить, например, при движении рабочей точки триода через активную область по кривой $A \rightarrow B$ (рис. 9.21, б). Это достигается введением в схему реактивного элемента — индуктивности обмотки W_1 (рис. 9.20, а) с сердечником из материала с прямоугольной петлей гистерезиса (несколько необычное расположение кривой намагничивания на рис. 9.22, а облегчает дальнейшее графическое построение).

Принцип работы статического преобразователя рассмотрим на примере двухтактного симметричного преобразователя постоянного тока в переменный — мультивибратора с магнитной связью (рис. 9.20, а), проследив за траекторией движения рабочих точек транзисторов T_1 , T_2 и трансформатора Tr_1 по рис. 9.22. Преобразователь состоит из двух транзисторов T_1 и T_2 , включенных по схеме с общим эмиттером. Входные цепи транзисторов питаются от обмоток положительной обратной связи W_6 и W'_6 (т. е. на базу транзистора подается минус, что обеспечивает его открытие и дальнейшее увеличение коллекторного тока). Нагрузка или последующий каскад усиления подключается ко вторичной обмотке трансформатора W_2 .

При подаче на вход схемы постоянного напряжения из-за неидентичности характеристик транзисторов (или дополни-

тельной несимметрии, получаемой, например, за счет введения емкости параллельно выводам эмиттер — коллектор) ток коллектора одного из них (положим T_1) будет больше другого (T_2). Одновременно возникнет сдвиг по петле гистерезиса вверх (рис. 9.22, а). Обмотки W_6 и W'_6 осуществляют положительную обратную связь, поэтому в данном примере на базу транзистора T_1 будет подан минус, а на

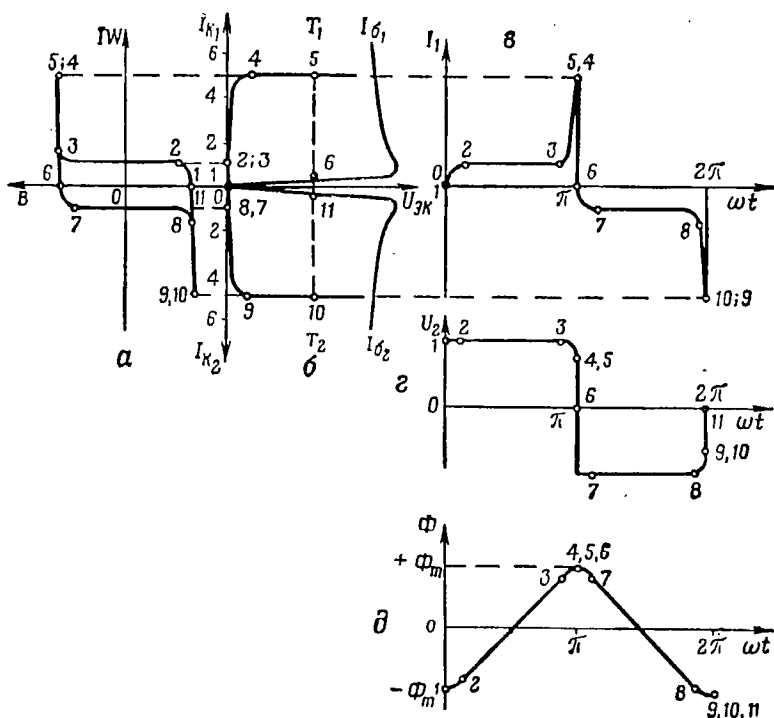


Рис. 9.22. Принцип работы двухтактного симметричного преобразователя:

а — кривая намагничивания сердечника трансформатора $B = \Phi(H)$; б — коллекторные характеристики $I_K = \Phi_2(U_{Э-К})$ транзисторов T_1 и T_2 ; в, г, д — кривые изменения тока I в первичной обмотке трансформатора, выходного напряжения U_2 и потока Φ в сердечнике трансформатора

базу T_2 — плюс. Это приводит к открыванию и дальнейшему увеличению коллекторного тока транзистора T_1 и уменьшению тока транзистора T_2 . В результате транзистор T_1 будет полностью открыт, а транзистор T_2 — закрыт. К коллектору транзистора T_2 будет приложено напряжение питания U_n плюс э. д. с. обмотки W'_n , составляющие примерно двойное напряжение питания. Указанное напряжение будет оставаться в течение всего первого полупериода. При

открытом транзисторе T_1 напряжение питания U_n , не считая небольшого падения напряжения на участке коллектор — эмиттер $\Delta U_{к-э}$, окажется приложенным к обмотке W_1 .

Изменение потока Φ (рис. 9.22, *д*) на участке 1—2 приводит к переходу коллекторного тока транзистора T_1 и рабочей точки трансформатора в положение 2 (положение рабочих точек на графиках 9.22, *а, б, в, г, д* в одинаковые моменты времени обозначены одними и теми же цифрами). При этом ток коллектора $I_{к1}$ и в первичной обмотке $W_1(I_1)$ возрастет до величины намагничивающего тока трансформатора. При дальнейшем изменении потока Φ на участке 2—3 (до $+\Phi_m$) индуктивность обмотки W_1 будет очень большой, так как петля гистерезиса на этом участке имеет крутой наклон, а магнитная проницаемость материала сердечника будет высокой. В результате намагничивающий ток трансформатора возрастает незначительно, а поэтому положение рабочей точки 3 транзистора к концу полупериода остается почти без изменения. В точке 3 сердечник трансформатора начинает насыщаться, а проницаемость сердечника и, следовательно, индуктивность обмотки W_1 уменьшаться. При этом резко увеличивается ток в цепи коллектора $I_{к1}$ (до величины, определяемой током базы $I_{б1}$ транзистора) и в первичной обмотке транзистора W_1 (участок 3—4).

Уменьшение скорости изменения потока Φ (участок 3—4) приводит к уменьшению наводимой в обмотках э. д. с. Рабочая точка транзистора быстро перемещается по участку 4—5. Дальнейший рост потока Φ прекращается, так как при данном токе базы $I_{б1}$ коллекторный ток $I_{к1}$ больше не увеличивается. Напряжение, наводимое на всех обмотках, в том числе и на обмотке W_2 , падает до нуля. Транзистор T_1 закрывается, а рабочие точки транзистора и трансформатора перемещаются по участкам 5—6. На этом кончается первый полупериод.

Резкое уменьшение тока в обмотке W_1 вызывает появление на всех обмотках, связанных с сердечником трансформатора, э. д. с. противоположной полярности (на рис. 9.20, *а* знаки в скобках), что способствует открытию второго транзистора T_2 . В итоге работы мультивибратора напряжение на его выходе будет иметь прямоугольную форму (рис. 9.22, *г*).

Для преобразователей с выходной мощностью более 100 *вт* дополнительно применяется усилитель мощности, улучшающий нагрузочную характеристику преобразователя, т. е. уменьшающий зависимость выходного напряжения от тока нагрузки. В этом случае генератор прямоугольных импульсов с самовозбуждением, рассмотренный выше, играет роль задающего генератора. Усилитель на транзисторах

работает по двухтактной схеме в режиме переключения, обеспечивая усиление напряжения прямоугольной формы преобразователя.

Статический однофазный преобразователь типа СПО-4

Преобразователь (рис. 9.23) мощностью 35 *ва* предназначен для преобразования напряжения постоянного тока бортовой сети $U=27 \text{ в} \pm 10\%$ (или $22 \pm 2 \text{ в}$ в аварийном режиме) в однофазное напряжение $36 \pm 5 \text{ в}$ (эффективное напряжение всей кривой напряжения) переменного тока прямоугольной формы частотой $400 \pm 2\%$ *гц* и служит для питания датчиков индукционных манометров типа ДИМ. Для повышения надежности преобразователь состоит из двух самостоятельных каналов — основного и резервного, переключаемых в аварийном режиме блоком переключения БП. Каждый из каналов состоит соответственно из задающего генератора ЗГ и усилителя мощности УМ. Для снижения уровня высокочастотных помех в сети переменного тока возможна установка специального сетевого фильтра ФС-1. Проверка работоспособности схемы на земле осуществляется съемным блоком контроля преобразователя БКП-2.

Задающий генератор (ЗГ) представляет собой генератор прямоугольных колебаний на триодах T_1, T_2 с трансформаторной обратной связью. Для стабилизации частоты прямоугольных колебаний в цепь обмотки обратной связи W_6 включен колебательный контур $L-C$. Стабилитроны $D_1 \div D_4$ обеспечивают четкую коммутацию триодов задающего генератора. Сопротивление R_1 предназначено для надежного запуска задающего генератора. Для защиты преобразователя от перенапряжения в питающей сети в задающем генераторе установлены сопротивление R_{18} и стабилитроны D_{10}, D_{11} , включенные параллельно для дублирования при обрыве одного из них. При превышении напряжения в питающей сети выше 33 *в* стабилитроны открываются и поддерживают напряжение 33 *в* в цепи задающего генератора. Остальное напряжение, сверх 33 *в*, падает на сопротивление R_{18} .

Усилитель мощности (УМ) выполнен по мостовой схеме на триодах $T_5 \div T_8$. Причем одна пара триодов усилителя управляется сигналами с задающего генератора, а другая — с обмоток положительной обратной связи W'_{oc} и W''_{oc} трансформатора Tr_3 .

Блок переключения (БП) совместно с реле P обеспечивает при аварийном режиме основного канала автоматическое переключение на резервный. При нормальной работе основного канала на мост выпрямителей B_1 подается сумма

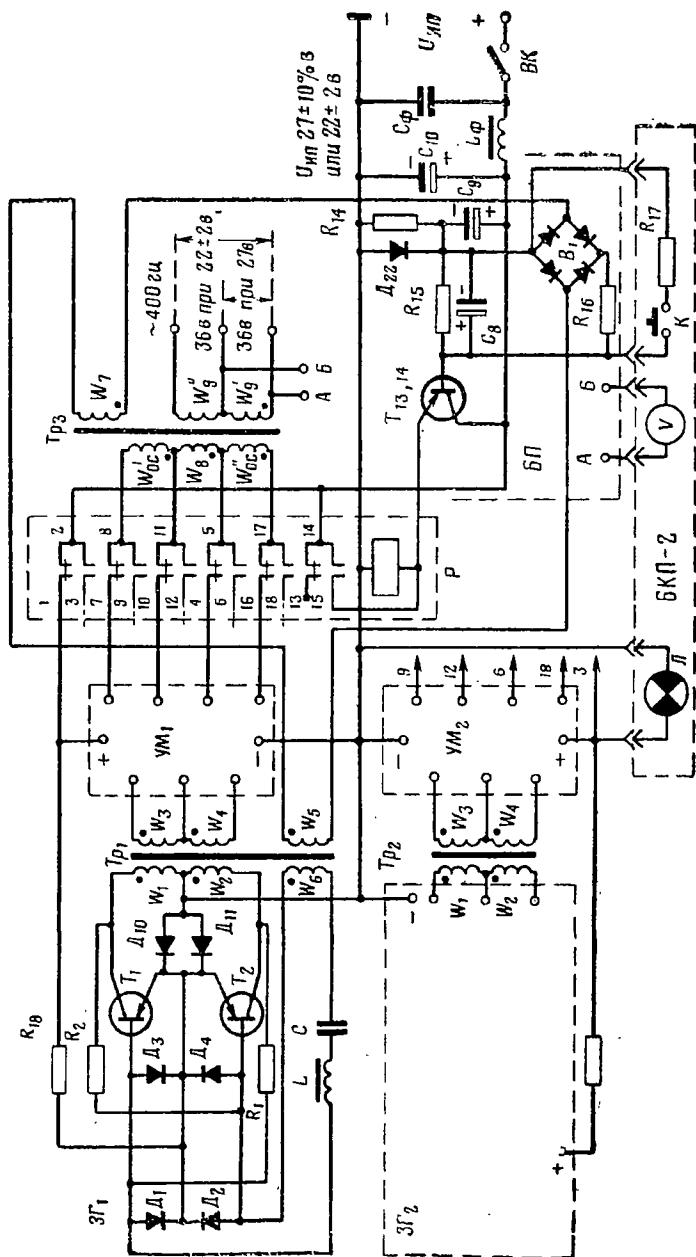


Рис. 9.23. Принципиальная электрическая схема однофазного статического преобразователя серии СПО-4

напряжений, снимаемых с обмоток W_5 и W_7 трансформаторов Tr_1 и Tr_3 . При этом триоды T_{13} и T_{14} (на схеме триоды заменены одним триодом T_{13-14}) будут закрыты напряжением, снимаемым с моста B_1 и приложенным к параллельному соединению R_{15} и C_8 . При закрытом триоде T_{13-14} обмотка реле P обесточена и через нормально замкнутые контакты реле подается напряжение питания (через контакты 2—1) на $3Г_1$ и подключается выходной трансформатор Tr_3 к усилителю мощности $УМ_1$ основного канала.

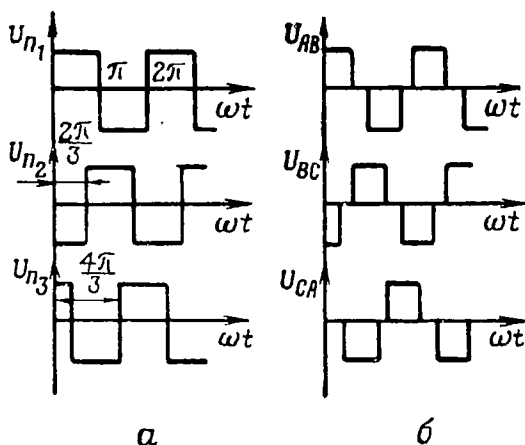


Рис. 9.24. Выходное напряжение трехфазного статического преобразователя:

а — формы полного прямоугольника; б — ступенчатой формы

При неисправностях в основном канале значительно уменьшится или полностью пропадет питающее мост B_1 напряжение. Запирающего сигнала на сопротивлении R_{15} станет недостаточно, и триод T_{13-14} откроется. При этом сработает реле P и переключит напряжение питания на резервный канал (через контакты 2—3) и его усилитель $УМ_2$ — на выходной трансформатор Tr_3 . Одновременно произойдет самоблокировка реле через контакты 14—15. Реле P будет находиться во включенном состоянии до снятия напряжения источника питания, предотвращая ложное переключение с резервного канала на основной. Цепочка $R_{14} — C_9$ обеспечивает задержку открывающему сигналу в цепи базы триода T_{13-14} в момент запуска (когда еще нет запирающего этот триод сигнала), предотвращая ложное переключение каналов. Конденсатор C_{10} сглаживает пульсации питающего напряжения. Высокочастотный фильтр $L_\Phi — C_\Phi$ защищает цепи питания.

На летательных аппаратах возможно применение двух-

и трехфазных преобразователей, состоящих соответственно из двух или трех однофазных, синхронизированных с помощью дросселей насыщения и выпрямителей. В зависимости от способа подключения нагрузки к трехфазному преобразователю, работающему в режиме переключения, выходное напряжение может иметь форму, приведенную на рис. 9.24, *а* и *б*. Питание, например, асинхронного двигателя полным прямоугольным напряжением из-за существенного влияния третьей гармоники недостаточно эффективно (ток увеличивается на 10%, а $\cos \varphi$ и к. п. д. снижаются примерно на 7—8%). При ступенчатой форме выходного напряжения рабочие характеристики ухудшаются незначительно.

§ 9.3. ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА В ПОСТОЯННЫЙ

Для преобразования на летательных аппаратах переменного тока в постоянный наибольшее распространение получили трансформаторно-выпрямительные блоки.

Трансформаторно-выпрямительный блок (ТВБ) обычно содержит выпрямитель (рис. 9.25), трансформатор, преобразующий напряжение (при этом одновременно может преобразовываться число фаз и выводиться нулевая точка), фильтры и вспомогательные устройства для регулирования напряжения, охлаждения, защиты от перегрева и сигнализации.

Выпрямитель (вентиль)

Не все виды полупроводниковых выпрямителей находят одинаковое применение на летательных аппаратах. Так, селеновые выпрямители из-за низких значений допустимых плотностей тока (до 50 ма/см^2), обратного максимального рабочего напряжения (28—25 в) и к. п. д. ниже 0,75 все больше заменяются германиевыми и кремниевыми. Германиевые выпрямители по своим электрическим свойствам значительно превосходят селеновые. Они допускают в 1000 раз большие плотности тока (75 а/см^2), имеют обратное пробивное напряжение до 100 в и к. п. д. 0,99—0,95 (из-за относительно небольшого внутреннего сопротивления, а следовательно, и сравнительно небольшого падения напряжения на выпрямителе при нагрузке). К их недостаткам следует отнести сильную зависимость параметров от температуры. Так, например, при температуре +50°С амплитуда допустимого обратного напряжения снижается на 35—40%. Кремниевые выпрямители сохраняют достаточно высокие выпрямляющие свойства при значительно больших температурах по сравнению с германиевыми. Кремниевые

диоды выдерживали температуру окружающей среды $-60 \div +125^\circ$. Они также допускают значительно большее обратное напряжение на один элемент (причем при повышении температуры пробивное напряжение сначала даже увеличивается).

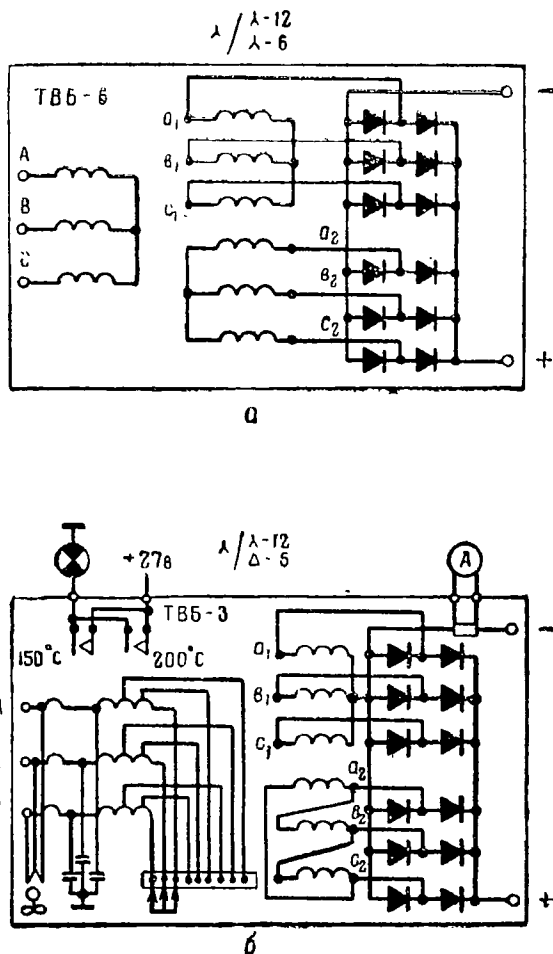


Рис. 9.25. Принципиальные электрические схемы трансформаторно-выпрямительных блоков ТВБ

При выборе типа вентиля и схемы выпрямления исходят из величины выпрямленной мощности, назначения выпрямительного устройства, допустимой частоты и степени пульсации выпрямленного напряжения и т. п. При учете этих требований не все схемы выпрямления находят одинаковое применение в ТВБ. Однополупериодная схема (осо-

бенно однофазная) применяется редко из-за плохого использования трансформатора, большой пульсации выпрямленного тока (с низкой частотой) и большого обратного напряжения на вентиле. Двухполупериодная схема выпрямления однофазного тока (рис. 9.20, в) обеспечивает лучшее качество выпрямления, но требует вывода средней точки трансформатора и удвоенного числа вентилях. Однофазная двухполупериодная мостовая схема (рис. 9.20, б), несмотря на большую сложность (четыре вентиля), имеет преимущество перед двухполупериодной в том, что не требует вывода средней точки вторичной обмотки трансформатора, а общее напряжение вторичной обмотки равно половине общего напряжения вторичных обмоток двухполупериодной схемы, что приводит к снижению веса трансформатора. По сравнению с обычными схемами включения вентилях мостовые схемы отличаются низким обратным напряжением (в два раза меньше).

Так как трансформаторно-выпрямительные блоки нашли наибольшее применение на летательных аппаратах с энергосистемой трехфазного переменного тока напряжением 200/115 в (для получения постоянного тока напряжением 27 в), то для выпрямления трехфазного тока используются трех- и шестифазные одно- (рис. 9.15— B_5) и двухполупериодные (рис. 9.18— B_1 ; рис. 9.25) мостовые схемы включения вентилях. Двухполупериодная схема выпрямления помимо указанных выше достоинств увеличивает частоту пульсаций в два раза и снижает их амплитуду, что позволяет уменьшить размеры сглаживающих фильтров или вообще исключить необходимость их применения.

Трансформаторы

Некоторые особенности трансформаторов ТВБ однофазного тока были рассмотрены выше. В трансформаторах ТВБ трехфазного тока (рис. 9.25) первичные обмотки соединяются в звезду или треугольник в зависимости от величины питающего напряжения. Число вторичных фаз трансформаторов выбирается кратным числу первичных фаз. При этом стремятся получить минимальные пульсации в кривой выпрямленного напряжения, а также обеспечить более полное использование железа и обмотки трансформатора. Так, например, в шестифазном двухполупериодном ТВБ-6 (мощностью 6 кВт) с трансформатором $\lambda/\Delta = \frac{12}{6}$ (рис. 9.25, а) получается выпрямленный ток при частоте питающего напряжения 400 гц с 2400 пульсациями в секунду, а в шестифазном двухполупериодном ТВБ-3 с трансформатором $\lambda/\Delta = \frac{12}{5}$ бла-

годаря выпрямлению полной полуволны и сдвигу линейных напряжений вторичных трансформаторов на 30° получается выпрямленный ток с 4800 пульсациями в секунду, что эквивалентно двенадцатифазному выпрямлению.

Вспомогательные устройства ТВБ

Трансформаторно-выпрямительные блоки могут выполняться в двух вариантах: с системой регулирования вторичного напряжения за счет изменения первичного и без системы регулирования — когда выходное напряжение изменяется в зависимости от величины нагрузки и питающего напряжения. Регулирование связано с введением дополнительных элементов автоматики и усложнением конструкции ТВБ. На рис. 9.25, б показана схема, предусматривающая трехступенчатое переключение количества витков первичной обмотки трансформатора при изменении входного напряжения в небольшом диапазоне. На летательных аппаратах получили практическое применение ТВБ без системы регулирования. При правильном выборе суммарной мощности ТВБ, их количества, места подключения и распределения нагрузки потребителей по шинам распределительных устройств возможна параллельная работа нерегулируемых ТВБ.

Для сигнализации (или автоматического отключения ТВБ) при перегреве вентиля и трансформаторов установлены термовыключатели (включенные параллельно) с сигнальной лампой. Так, в ТВБ-3 термовыключатель выпрямителя, состоящего из двенадцати 30-амперных кремниевых диодов, смонтированных на охлаждающих ребрах, срабатывает при температуре 150°C , а трансформатора — при 200°C , замыкая при этом цепь сигнальной лампы. Отключение термовыключателей происходит соответственно при 125 и 170°C . Для снятия большей мощности предусматривается обдув вентиля и трансформаторов с помощью вентилятора или воздухом из системы кондиционирования.

Трансформаторно-выпрямительные блоки обычно рассчитаны на изменение частоты на входе в пределах $380\text{—}420$ гц. В аварийном режиме регулятора частоты допускается изменение частоты на входе ТВБ в значительно большем диапазоне — $360\div 800$ гц. ТВБ обеспечивают кратковременную полуторакратную перегрузку в течение 15 мин и имеют к. п. д. $0,8\text{—}0,85$ и $\cos \varphi = 0,95\div 0,98$. При изменении входного напряжения ТВБ в пределах 200 в $\pm 3\%$ и нагрузки от 10% до номинальной выходное напряжение изменяется в пределах 28 в $\pm 5\%$.

§ 9.4. РАДИОУМФОРМЕРЫ, СТАТИЧЕСКИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ НАПЯЖЕНИЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА И ТРАНСФОРМАТОРЫ (АВТОТРАНСФОРМАТОРЫ)

Рассмотренные выше преобразователи рода тока в большинстве случаев являлись одновременно и преобразователями напряжения. В некоторых же случаях необходимо при сохранении рода тока первичной энергетической системы (а иногда и вторичной, например, при питании обогрева стекол от преобразователя) преобразовывать только напряжение. Это осуществляется с помощью специальных преобразователей напряжения: радиоумформеров, статических преобразователей напряжения постоянного тока, трансформаторов (автотрансформаторов).

Радиоумформеры

Радиоумформеры (РУ) предназначены в основном для питания анодно-экранных цепей радиотехнических устройств.

Радиоумформер представляет собой одноякорный преобразователь постоянного тока низкого напряжения в постоянный ток повышенного напряжения. Обмотки низкого и повышенного напряжений у него электрически между собой не связаны (рис. 9.26). Они заложены в одни и те же пазы якоря и выведены к двум коллекторам: коллектору низкого напряжения — для присоединения к бортовой сети и коллектору высокого напряжения — для отвода постоянного тока повышенного напряжения. Магнитная система общая. Параллельная обмотка возбуждения включена со стороны низкого напряжения. При вращении двигателя с постоянной скоростью величина вторичного напряжения радиоумформера U_2 будет зависеть от первичного напряжения U_1 , коэффициента трансформации k_T , а также от величины падения напряжения в первичной и вторичной обмотках якоря

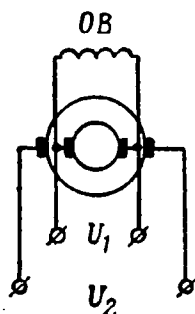


Рис. 9.26. Принципиальная электрическая схема радиоумформера

$$U_2 = U_1 k_T - (I_1 R_1 k_T + I_2 R_2).$$

К недостаткам РУ следует отнести относительно большой вес и низкий к. п. д., ограниченность как по числу выходных напряжений, так и по их величине, значительное изменение вторичного напряжения при изменении первичного напряжения и нагрузки.

На летательных аппаратах с системой энергоснабжения на постоянном токе радиоумформеры являются составной

частью некоторых агрегатов радиотехнического оборудования (например, глissадного ГРП или курсового КРП приемников).

Статические преобразователи напряжения постоянного тока

Для преобразования напряжения постоянного тока можно использовать статический преобразователь, который по сравнению с умформером имеет большую надежность и срок службы, повышенный к.п.д., достигающий 70—90%, более высокую устойчивость к тряске и вибрации. Добавив к схеме рассмотренного статического преобразователя постоянного тока в переменный выпрямительное устройство и сглаживающий фильтр (рис. 9.20, б, в, г), получим необходимый преобразователь напряжения постоянного тока.

В транзисторных преобразователях постоянного тока целесообразно применять схемы выпрямления, не вызывающие постоянного подмагничивания сердечника трансформатора, так как оно приводит к снижению мощности преобразователя. К таким схемам относятся двухполупериодная, мостовая двухполупериодная, схемы удвоения (изображенные соответственно на рис. 9.20, в, б, г) и симметричные схемы умножения напряжения. Для уменьшения пульсации выпрямленного напряжения применяют обычные сглаживающие фильтры, принцип которых общеизвестен. Следует заметить, что вместо сопротивлений и дросселей в сглаживающих фильтрах с успехом могут быть применены транзисторы. Действие транзисторного фильтра основано на том, что сопротивление участка эмиттер — коллектор для переменного тока гораздо больше, чем для постоянного.

Трансформаторы (автотрансформаторы)

Авиационные трансформаторы по назначению разделяются на силовые, измерительные (трансформаторы тока и напряжения) и специальные, используемые в системах автоматического регулирования (например, трансформаторы устойчивости в угольных регуляторах напряжения).

Силовые трансформаторы служат для питания электроприводных, светотехнических и электротермических установок. Обычно они являются понижающими трансформаторами и изготавливаются на мощности от 50 до 6000 *ва* с естественным охлаждением. На летательных аппаратах применяются однофазные и трехфазные трансформаторы.

Наиболее целесообразно использовать трансформаторы для питания группы потребителей. Такие трансформаторы, называемые групповыми, выполняются обычно трехфазными. Чтобы однофазные нагрузки равномерно распреде-

лялись по фазам первичной обмотки, вторичную обмотку в ряде случаев выполняют по схеме звезда — зигзаг, в которой каждая фаза вторичной обмотки делится пополам и каждая половина одной фазы соединяется с половиной следующей фазы (рис. 9.27, а).

На летательных аппаратах находят применение и однофазные **автотрансформаторы** (например, типа АТ-7-1,5 для питания пленочного обогрева бронестекол). Питание авто-

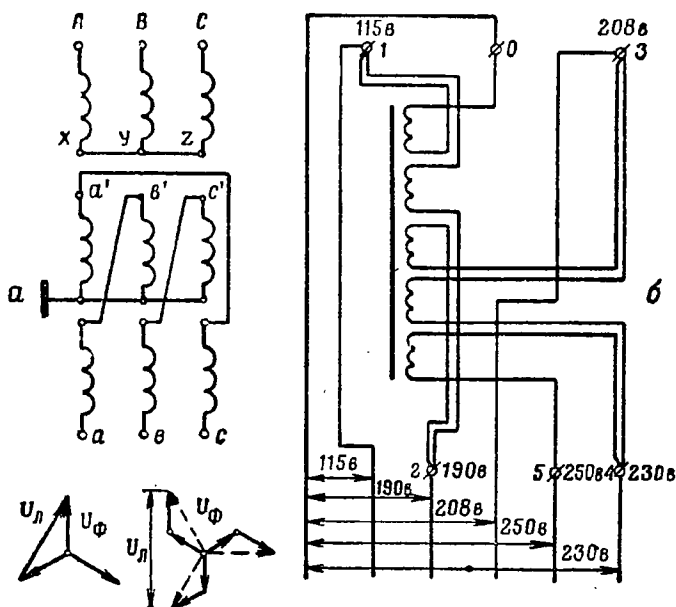


Рис. 9.27. Схемы трансформатора и автотрансформатора:
а — включение обмоток трансформатора по схеме звезда — зигзаг;
б — принципиальная схема автотрансформатора

трансформаторов производится от источников однофазного тока напряжением 115 или 208 в при изменении частоты в диапазоне 380—900 гц. Обмотка низкого напряжения является частью обмотки высокого напряжения и выполнена она одним непрерывным проводом, что значительно облегчает изготовление. Экономия в весе по сравнению с трансформатором одинаковой мощности достигается за счет меньшего веса активных материалов — обмотки и магнитопровода. Наличие ряда отпаек дает возможность получить на выходе четыре различных по величине напряжения. Принципиальная схема автотрансформатора АТ-7-1,5 на 1500 ва показана на рис. 9.27, б.

§ 9.5. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭЛЕКТРОМАШИННЫХ И СТАТИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

Техническая эксплуатация электромашинных преобразователей аналогична эксплуатации авиационных электродвигателей и генераторов. Во избежание выхода из строя пусковой и регулирующей аппаратуры включение преобразователей должно производиться к источникам с напряжением 24,9—29,7 в. Особенно опасно понижение напряжения, так как при этом вступают в режим «звонка» пусковые контакторы. Поэтому питание преобразователей мощностью более 100 в_а при проверке на земле должно производиться от достаточно мощных источников электроэнергии, в противном случае необходимо параллельно им подключать аэродромные аккумуляторы. Длительное перенапряжение может привести к резкому увеличению скорости вращения, что может вызвать срабатывание центробежного переключателя у преобразователя ПО.

Преобразователи серии ПО не рассчитаны на параллельную работу с другими источниками переменного тока, поэтому на самолетах перед включением аэродромных источников электроэнергии переменного тока необходимо обязательно выключить бортовые преобразователи (если отсутствует специальная блокировка включения). Несоблюдение этого условия приводит к аварии как самолетных преобразователей, так и аэродромных источников переменного тока.

При выполнении предварительной и предполетной подготовки нужно проверить работу преобразователей, замерив при этом по бортовым приборам их напряжение и потребляемый ток (на самолетах с централизованным электроснабжением переменным током проверяются как основной, так и резервный преобразователи); у преобразователей серии ПО при необходимости следует подрегулировать напряжение с помощью выносных сопротивлений (при этом ползунок не должен находиться в крайнем положении). При выполнении 100 и 50-часовых регламентных работ проверяется стабильность напряжения и пределы его регулирования выносным сопротивлением. При перемещении ползунка выносного сопротивления напряжение должно изменяться плавно, без скачков.

Проверка стабильности частоты производится в такой последовательности: параллельно бортовому вольтметру переменного тока (к его зажимам) или между одной из шин переменного тока и корпусом самолета (у преобразователей серии ПО при однопроводной системе электроснабжения) подключить частотомер с пределами измерений не менее 380—430 гц, по бортовому вольтметру убедиться, что напряжение аэродромного источника питания находится в преде-

лах $24,0 \div 28,5$ в; включить преобразователь и замерить частоту на холостом ходу, после чего включить потребители переменного тока и замерить частоту под нагрузкой. Частота должна находиться в пределах, соответствующих нормам технических условий. Если проверка производится не на самолете, необходимо, чтобы нагрузка как по величине, так и по характеру ($\cos \varphi$) строго соответствовала нормам. Несоблюдение этого условия может привести к ошибочным выводам.

Особенности эксплуатации статического преобразователя СПО-4

Не допускается включение преобразователя СПО-4 при ненадежном электрическом контакте его с корпусом самолета или при неправильной полярности источника питания. Бортовой источник питания при установке СПО-4 должен иметь защиту от перенапряжения.

Проверка работы схемы и блока переключения БП при 100- и 50-часовых регламентных работах осуществляется съемным проверочным блоком *БКП-2* (рис. 9.23). СПО-4 считается исправным, если при включении его на сеть 27 в лампа *Л* в *БКП-2* не горит, а вольтметр показывает 33—37 в (при $U_{\text{сети}} = 22 \pm 2$ в напряжение должно быть 25—32 в). Для проверки резервного канала нужно нажать кнопку *К* блока, при этом должна загореться лампа *Л*, а вольтметр показать напряжение 33—37 в. После этой проверки необходимо разомкнуть выключатель *ВК* (для снятия блокировки с реле *Р* через контакты 14—15), а затем вновь его замкнуть для включения основного канала.

ГЛАВА 10

АВИАЦИОННЫЙ ЭЛЕКТРОПРИВОД

§ 10.1. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕХАНИКИ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ

На современных летательных аппаратах находит широкое применение привод различных исполнительных органов с помощью электродвигателей. Совокупность электродвигателя, системы передач и аппаратуры, служащей для управления электродвигателем, носит название электрического привода.

В настоящее время на летательных аппаратах насчитывается от нескольких десятков до нескольких сот электроприводов. Большинство из них имеет жизненно важное значение как для полета, так и для выполнения задания.

В зависимости от вида двигателя, преобразующего электрическую энергию в механическую, различают: электродвигательный привод, осуществляемый с помощью электродвигателей, и электромагнитный привод, осуществляемый с помощью электромагнитов.

Электромагнитный привод применяется на летательных аппаратах значительно реже, чем электродвигательный. Он используется в тех случаях, когда исполнительный механизм имеет малый ход или требуется поворот на небольшой угол и без преодоления больших усилий.

Широкое применение электрического привода на летательных аппаратах обусловлено следующими его преимуществами перед другими видами привода. Он дает возможность исключить целый ряд сложных деталей для передачи движения к исполнительному механизму; легко осуществить централизованное, а также дистанционное управление; позволяет сравнительно легко автоматизировать управление; меньше подвержен влиянию низких температур (чем, напри-

мер, гидравлический привод) и, кроме того, надежнее в работе и проще в эксплуатации.

Однако в некоторых случаях с электроприводами успешно конкурирует электрогидравлический привод, в котором силовым элементом является гидравлический двигатель, а средства управления — электрические.

Это объясняется следующими достоинствами электрогидравлического привода: высоким быстродействием благодаря малому моменту инерции подвижных частей гидродвигателя и большому давлению рабочей жидкости; небольшим весом гидромашины на единицу развиваемой мощности; высокой жесткостью механических характеристик; большим коэффициентом усиления по мощности и сравнительно высоким к. п. д. в следящих электрогидроприводах.

К недостаткам электрогидравлических приводов можно отнести: сложность переключений цепей гидропередачи, малую гибкость проводки и ее уязвимость в боевых условиях, наличие зависимости параметров рабочей жидкости от температуры окружающей среды, наличие запаздываний в длинных трубопроводах, сложность гидравлических стабилизирующих и дифференцирующих устройств в замкнутых системах.

Электрогидроприводы рационально применять там, где требуются большие усилия для управления нагрузкой, плавность движения и высокое быстродействие.

По назначению авиационные электроприводы могут быть: основными — силовыми, выполняющими основную функцию данного электрифицированного исполнительного агрегата, и вспомогательными, выполняющими вспомогательную функцию в данном электрифицированном исполнительном агрегате.

Вспомогательные электроприводы отличаются малой номинальной мощностью электродвигателя. Однако, несмотря на небольшую мощность, они выполняют весьма важные функции, от которых зависит нормальная работа основных агрегатов на летательном аппарате.

В зависимости от способа управления электроприводы подразделяются на электропривод с ручным управлением и электропривод с автоматическим управлением.

Ручное управление обычно применяется в простейших устройствах электрифицированного привода, главным образом в тех случаях, когда вся аппаратура управления может быть сосредоточена в пункте управления и само управление ограничивается небольшим количеством простых операций, например пуском в ход, остановкой и реверсированием.

Автоматическое управление дает огромное преимущество прежде всего в более точном выполнении отдельных опера-

ций; обеспечивает надежность и высокую скорость действия; облегчает обслуживание; разгружает членов экипажа от выполнения многих манипуляций по управлению, непрерывному контролю и наблюдению за ходом всех процессов и уменьшает (или даже совсем устраняет) влияние личных качеств обслуживающего персонала. Кроме того, автоматизация электропривода может быть осуществлена с дистанционным управлением и телеуправлением не только отдельными исполнительными механизмами, но и всем комплексом приводных устройств на летательном аппарате.

Специфика беспилотных летательных аппаратов вызывает соответствующее повышение требований к технике автоматизированного электропривода. Для точного выполнения заданного процесса в систему автоматизированного привода вводятся счетно-решающие устройства, программное управление, управление с помощью магнитной записи и т. д.

Исключительно важное значение для дальнейшего совершенствования авиационного электропривода имеет применение простых и надежных по устройству электрических машин и аппаратов, более широкое внедрение бесконтактных и статических устройств, например, полупроводниковых приборов, магнитных усилителей и т. п.

Авиационный электропривод основан на таких же принципах, как и промышленный, но условия его работы и эксплуатации имеют ряд существенных отличий, которые приводят к следующим характерным особенностям.

1. Авиационный электропривод имеет малые габариты и малый вес. Достигается это применением специальных материалов при изготовлении отдельных элементов привода, а также повышенными допустимыми электрическими и тепловыми нагрузками за счет относительно малого срока службы электропривода. Для уменьшения габаритов и веса электродвигателей последние выполняются с повышенной скоростью вращения.

2. Большинство механизмов летательных аппаратов имеет малую скорость передвижения, и поэтому электродвигатели чаще всего соединяются с ними через редуктор с большим передаточным числом.

3. Якорь быстроходного электродвигателя (несмотря на небольшой момент инерции якоря) имеет большой запас кинетической энергии, что увеличивает выбег механизма при отключении. Поэтому в случае необходимости точной остановки управляемого объекта в определенном положении применяются электромагнитные муфты и тормозные устройства.

4. Электродвигатели и электромеханизмы выполняются закрытого типа, т. е. защищенными от влаги, пыли, паров топлива и масла.

5. Электроприводы летательных аппаратов чаще всего работают в повторно-кратковременном и кратковременном режимах, реже — в длительном режиме.

6. С понижением температуры окружающей среды силы трения в механизмах растут. Увеличение этих сил особенно сказывается в момент трогания механизма с места. Поэтому для большинства приводных устройств требуется большой пусковой момент. Вследствие этого на летательных аппаратах преимущественное применение находят электродвигатели последовательного возбуждения, обладающие большим пусковым моментом.

7. В большинстве случаев пуск электродвигателей осуществляется без добавочного сопротивления в цепи якоря. Это делают для упрощения электрической схемы. Броски тока, которые получаются при этом, допустимы вследствие небольшой мощности электродвигателей. Пуск с добавочным сопротивлением в цепи якоря применяется в тех случаях, когда мощность электродвигателя велика или когда плавность пуска нужна по конструктивным соображениям.

8. Мощность электродвигателей, необходимая для передвижения исполнительных механизмов, выбирается с учетом высотных условий, в которых охлаждение хуже, чем на земле. При сверхзвуковых скоростях полета, если отсутствует термоизоляция, необходимо также учитывать повышение температуры окружающей среды вследствие аэродинамического нагрева обшивки летательного аппарата.

Для приведения в действие исполнительного механизма электропривод должен развивать усилия, достаточные для трогания механизма с места, доведения скорости и ускорения движения механизма до требуемой величины, поддержания движения механизма на заданном уровне, обеспечения торможения и остановки механизма.

Силы и моменты, которые должен преодолевать приводной электродвигатель (электромагнит) при пуске, работе и остановке исполнительного механизма, в различных электроприводах имеют различную природу и неодинаковы по величине. Основными из них являются аэродинамические силы (моменты), действующие на исполнительный механизм, силы инерции движущихся частей, силы веса, силы упругости пружин, силы трения. Почти для каждого авиационного электропривода из всех сил, действующих на электродвигатель (электромагнит), можно выделить две или три главные силы, определяющие нагрузку. Например, в электроприводе шасси главными силами являются силы веса шасси и аэродинамические силы.

Мощность, развиваемая электродвигателем, складывается из мощности, затрачиваемой на преодоление статического момента сопротивления исполнительного механизма, из мощно-

сти, идущей на преодоление момента трения системы передач, и мощности, отдаваемой или потребляемой движущимися элементами вследствие уменьшения или увеличения в них запаса кинетической энергии при замедлении и ускорении.

Если исполнительный механизм содержит элемент, совершающий чисто вращательное движение, уравнение баланса мощностей электропривода имеет вид

$$M_{\text{дв}}\omega = M'_{\text{см}}\omega' + M_{\text{тр}}\omega + \frac{d}{dt} \left[\frac{J'_m\omega'^2}{2} + \frac{J_{\text{дв}}\omega^2}{2} \right], \quad (10.1)$$

где $M_{\text{дв}}$ — вращающий момент электродвигателя, нм ;
 ω — угловая скорость вращения электродвигателя, $1/\text{сек}$;

$M'_{\text{см}}$ — статический момент сопротивления исполнительного механизма, нм ;

ω' — угловая скорость исполнительного механизма, $1/\text{сек}$;

$M_{\text{тр}}$ — момент трения системы передач, отнесенный к оси электродвигателя, нм ;

J'_m — момент инерции подвижного элемента исполнительного механизма, кгм^2 ;

$J_{\text{дв}}$ — момент инерции ротора электродвигателя, кгм^2 .

Взяв производную от выражения, заключенного в квадратных скобках в правой части уравнения (10.1), находим

$$M_{\text{дв}}\omega = M'_{\text{см}}\omega' + M_{\text{тр}}\omega + \frac{\omega'^2}{2} \frac{dJ'_m}{dt} + J'_m \frac{d\omega'}{dt} \omega' + J_{\text{дв}} \frac{d\omega}{dt} \omega. \quad (10.2)$$

Учитывая, что $\frac{\omega'}{\omega} = i$, где i — передаточное отношение системы передач, после деления на ω при $J'_m = \text{const}$ получим

$$M_{\text{дв}} = M_{\text{см}} + M_{\text{тр}} + (J_{\text{дв}} + J_m) \frac{d\omega}{dt}. \quad (10.3)$$

В этом уравнении выражение $M_{\text{см}} = \frac{1}{i} M'_{\text{см}}$ представляет собой статический момент сопротивления исполнительного механизма, приведенный к оси электродвигателя, а выражение $J_m = \frac{1}{i^2} J'_m$ является моментом инерции движущихся частей исполнительного механизма, приведенным к оси электродвигателя.

Момент, равный сумме $M_{\text{см}} + M_{\text{тр}}$, называется суммарным статическим моментом сопротивления, приведенным к валу электродвигателя, или просто статическим моментом сопротивления $M_{\text{с}}$.

Вращающий момент, равный сумме $J_{\text{дв}} \frac{d\omega}{dt} + J_{\text{м}} \frac{d\omega}{dt}$, возникает при наличии ускорения или замедления. Его принято называть динамическим моментом

$$M_{\text{д}} = J \frac{d\omega}{dt}, \quad (10.4)$$

где $J = J_{\text{дв}} + J_{\text{м}}$ — суммарный приведенный момент инерции привода.

С учетом этих обозначений уравнение (10.3) принимает следующий вид:

$$M_{\text{дв}} = M_{\text{с}} + M_{\text{д}}. \quad (10.5)$$

Уравнение (10.5) определяет механическое состояние электропривода и носит название уравнения движения электропривода.

Если $M_{\text{дв}} > M_{\text{с}}$, то исполнительный механизм увеличивает скорость движения; если $M_{\text{дв}} = M_{\text{с}}$, скорость его движения постоянна; если $M_{\text{дв}} < M_{\text{с}}$, скорость движения уменьшается.

Вращающий момент, развиваемый электродвигателем, принимается положительным, если он направлен в сторону движения привода. Если он направлен в сторону, обратную движению, то он берется с отрицательным знаком.

Для поступательного движения, примером которого служит электромагнитный привод, основное уравнение движения может быть записано по аналогии с предыдущим

$$F_{\text{с}} - F_{\text{г}} = m \frac{dV}{dt}, \quad (10.6)$$

где $F_{\text{с}}$ — сила тяги электромагнита, н;

$F_{\text{г}}$ — противодействующая сила, приведенная к оси электромагнита, н;

m — масса всей движущей системы, приведенная к оси электромагнита, кг;

$\frac{dV}{dt}$ — линейное ускорение, м/сек².

Для этого уравнения справедливы те же выводы, которые были сделаны в отношении уравнения вращательного движения.

Свойства электрического привода в значительной мере определяются теми сопротивлениями со стороны исполнительных механизмов, которые преодолевает электродвигатель.

Вращающий момент на валу электродвигателя зависит от скорости вращения последнего. Эта зависимость называется механической характеристикой электродвигателя. Механические характеристики электродвигателей

зависят от системы возбуждения и рода тока; они будут рассмотрены ниже.

Момент сопротивления исполнительного механизма при неизменной скорости вращения определяется так называемой статической характеристикой механизма.

Исполнительные механизмы по своим статическим характеристикам могут быть разделены на пять основных классов:

1) механизмы, у которых момент сопротивления практически остается постоянным — $M_c = \text{const}$ (лебедки, гидронасосы и др.);

2) механизмы, у которых момент сопротивления зависит от скорости — $M_c = f(\omega)$ или $M_c = f(V)$ (вентиляторы, устройства предварительной раскрутки колес шасси и др.);

3) механизмы, у которых момент сопротивления зависит от угла поворота или линейного перемещения — $M_c = f(\alpha)$ или $M_c = f(l)$ (рули, элероны, посадочные щитки, шасси и др.);

4) механизмы, у которых момент сопротивления зависит одновременно от скорости и от перемещения — $M_c = f(\alpha, \omega)$ или $M_c = f(V, l)$ (поршневые компрессоры);

5) механизмы, у которых момент сопротивления в силу различных причин меняется по времени — $M_c = f(t)$.

Зная статическую характеристику механизма, механическую характеристику электродвигателя и момент инерции движущихся частей, из уравнения моментов можно получить скоростную характеристику — $\omega = f(t)$. Из скоростной характеристики можно также получить диаграмму углов поворота $\alpha = f(t)$.

Зависимости момента на валу электродвигателя, мощности и тока, потребляемого им из сети, от времени: $M_{дв} = f(t)$; $P = f(t)$ и $I = f(t)$ называются нагрузочными диаграммами. Нагрузочные диаграммы строят по скоростной характеристике и механической характеристике электродвигателя. По нагрузочным диаграммам решается один из основных вопросов электропривода — выбор мощности электродвигателя.

Нагрузочные диаграммы можно классифицировать по режиму во времени следующим образом.

Длительный режим работы. Под длительным режимом работы понимают такой режим, при котором рабочий период настолько велик, что нагрев электродвигателя за это время вполне достигает своего установившегося состояния. Электродвигатель, предназначенный для продолжительного режима работы, может, не перегреваясь, отдавать номинальную мощность в течение длительного времени. График такого режима представлен на рис. 10.1. На этом графике величина τ представляет собой превышение температуры

электродвигателя над окружающей средой, а P — мощность, развиваемую электродвигателем.

Кратковременный режим работы. Под этим режимом работы понимают такой режим, в течение которого нагрев электродвигателя достигает предельно допустимой

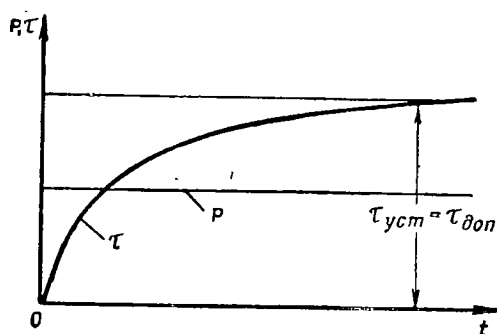


Рис. 10.1. График длительного режима работы электродвигателя

для изоляции температур, но не достигает установившегося состояния. Перерыв же в работе достаточно велик, чтобы электродвигатель успел охладиться до температуры окру-

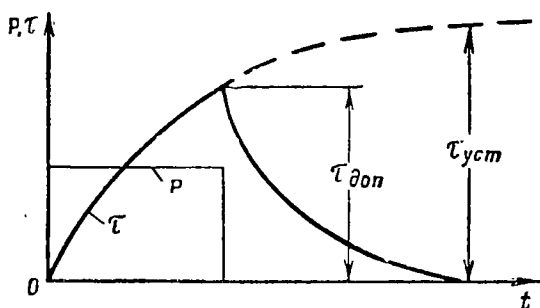


Рис. 10.2. График кратковременного режима работы электродвигателя

жающей среды. График такого режима представлен на рис. 10.2.

Повторно-кратковременный режим работы. При повторно-кратковременном режиме работы периоды работы под нагрузкой чередуются с периодами остановок. График изменения мощности электродвигателя при идеальном повторно-кратковременном режиме работы представлен

на рис. 10.3. Этот режим работы характеризуется так называемой относительной продолжительностью включения, под которой понимается отношение времени включения t_a к длительности всего цикла t_p

$$\epsilon = \frac{t_a}{t_p}. \quad (10.7)$$

Относительная продолжительность включения авиационных электроприводов, как правило, мала и не превышает 10%.

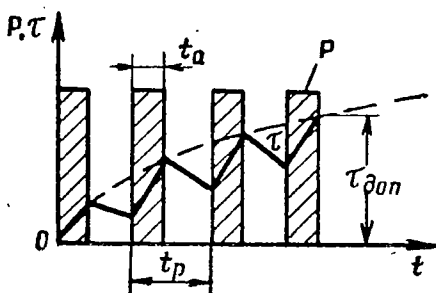


Рис. 10.3. График повторно-кратковременного режима работы электродвигателя

§ 10.2. АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛИ ПОСТОЯННОГО ТОКА

В авиационном электроприводе применяется значительное количество разнообразных серий и отдельных типов электродвигателей. В качестве примера авиационных двигателей постоянного тока можно указать серию Д, охватывающую диапазон мощностей от 1 *вт* ($D=1$) до 3300 *вт* ($D=4500$).

Авиационные электродвигатели постоянного тока представляют собой электрические машины закрытого (реже защищенного) исполнения с естественным или принудительным охлаждением. Они изготавливаются на номинальные напряжения от 24 до 27 *в*, на мощности от долей ватта до 20 *квт* и выше при скорости вращения 3000—24 000 *об/мин*. Повышением скорости вращения достигается снижение габаритов и веса двигателя. С увеличением скорости вращения вес двигателей особенно значительно снижается у машин относительно большой мощности и при повторно-кратковременном режиме работы. Так, при увеличении скорости вращения в два раза вес двигателя снижается по отношению к первоначальному значению примерно на 14÷20% при длительном режиме и на 17÷29% — при повторно-кратковременном режиме рабо-

ты. Первое значение указано для машин мощностью 1 вт, второе — для машин мощностью 1000 вт.

В соответствии с существующими режимами работы авиационных электроприводов электродвигатели выпускаются для длительной, повторно-кратковременной и кратковременной работы.

Перегрузочная способность электродвигателей, характеризуемая отношением максимально допустимого (кратковременно) момента к номинальному моменту, ограничивается условиями коммутации и составляет $\frac{M_{дв\max}}{M_{двном}} = 3 \div 8$.

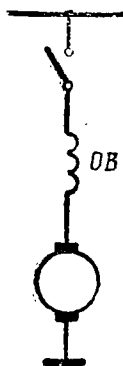


Рис. 10.4.
Схема электродвигателя последовательного возбуждения

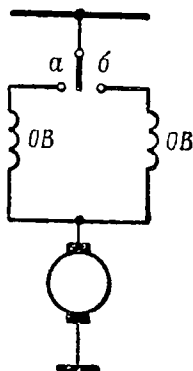


Рис. 10.5. Схема реверсивного электродвигателя последовательного возбуждения

Конструктивная схема авиационных двигателей постоянного тока практически не отличается от конструктивной схемы малых двигателей постоянного тока общего применения. Как и все электрические машины постоянного тока, они имеют электрическую цепь, состоящую из обмотки якоря, обмотки возбуждения, щеток и выводных зажимов, и магнитную цепь, состоящую из корпуса с закрепленными в нем двумя или четырьмя полюсами, якоря и воздушного зазора между якорем и полюсами.

В авиационных электроприводах находят применение следующие электродвигатели постоянного тока с различными системами возбуждения.

1. Электродвигатели последовательного возбуждения (серийные) с одной обмоткой возбуждения, соединенной последовательно с обмоткой якоря (рис. 10.4), и с двумя обмот-

ками возбуждения, соединенными последовательно с обмоткой якоря, но создающими противоположные по направлению магнитные потоки—реверсивные электродвигатели (рис. 10.5);

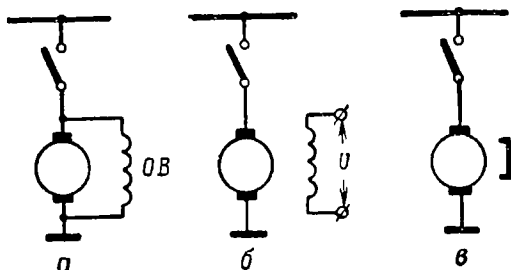


Рис. 10.6. Схемы электродвигателей параллельного и независимого возбуждения:

a — электродвигатель параллельного возбуждения; *б* — электродвигатель независимого возбуждения; *в* — электродвигатель с возбуждением от постоянных магнитов

при подаче питания на зажим *a* электродвигатель будет вращаться в одну сторону, на зажим *б* — в противоположную.

2. Электродвигатели параллельного возбуждения (шунтовые) (рис. 10.6, *a*), независимого возбуждения (рис. 10.6, *б*) и с возбуждением от постоянных магнитов (рис. 10.6, *в*).

3. Электродвигатели смешанного возбуждения (компаундные) — (рис. 10.7), последовательная и параллельная обмотки возбуждения которых включены или согласно, или встречно.

Прежде чем рассматривать свойства электродвигателей различного возбуждения, приведем некоторые основные соотношения, одинаково применимые для всех двигателей постоянного тока.

Известно, что электромагнитный момент M , развиваемый электродвигателем постоянного тока, определяется выражением

$$M = K_m I_a \Phi, \quad (10.8)$$

где K_m — постоянный коэффициент, определяемый параметрами двигателя;

I_a — ток в якорь;

Φ — полезный (результатирующий) магнитный поток электродвигателя.

Момент на валу двигателя меньше электромагнитного на величину потерь

$$M_{\text{дв}} = \eta M. \quad (10.9)$$

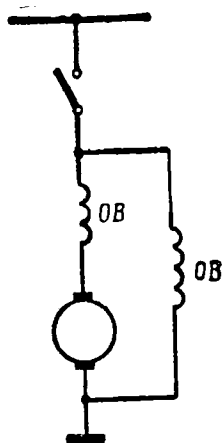


Рис. 10.7. Схема электродвигателя смешанного возбуждения

Тогда

$$M_{\text{дв}} = KI_{\text{я}}\Phi, \quad (10.10)$$

где $K = \eta K_{\text{м}}$.

Из последнего выражения следует, что при постоянном потоке величина тока якоря электродвигателя определяется моментом на его валу

$$I_{\text{я}} = \frac{M_{\text{дв}}}{K\Phi}. \quad (10.11)$$

При установившемся режиме работы приложенное к зажимам электродвигателя напряжение U уравнивается противозлектродвижущей силой якоря ($E = K_e \omega \Phi$) и падением напряжения в цепи якоря ($I_{\text{я}} R_{\text{я}}$). Падением напряжения на щеточных контактах пренебрегаем.

Таким образом:

$$U = E + I_{\text{я}} R_{\text{я}}. \quad (10.12)$$

Если E выразить через число оборотов в минуту n (внесистемные единицы), то коэффициент K_e будет численно другим.

Учитывая, что $K'_e = K_e \frac{\omega}{n}$ и $\omega = \frac{\pi n}{30}$, получим

$$K'_e = \frac{\pi}{30} K_e.$$

Из формул (10.11) и (10.12) следует, что скорость вращения якоря равна

$$\omega = \frac{U}{K_e \Phi} - \frac{R_{\text{я}} M_{\text{дв}}}{K K_e \Phi^2}. \quad (10.13)$$

Уравнение (10.13) является аналитическим выражением механической характеристики электродвигателя постоянного тока. Отличительные свойства электродвигателей параллельного и независимого возбуждения обуславливаются тем, что у них ток возбуждения не зависит от тока якоря. Однако магнитный поток двигателя с увеличением тока якоря уменьшается за счет реакции якоря.

При постоянной величине потока Φ , т. е. при отсутствии реакции якоря¹, и при постоянном напряжении U скорость вращения согласно формуле (10.13) уменьшается с увеличением момента по закону прямой

$$\omega = \alpha - \beta M_{\text{дв}}, \quad (10.14)$$

$$\text{где } \alpha = \frac{U}{K_e \Phi} = \text{const}; \quad \beta = \frac{R_{\text{я}}}{K K_e \Phi^2} = \text{const}.$$

¹ Влияние реакции якоря при нормальных режимах работы у авиационных электродвигателей постоянного тока невелико, и им можно пренебречь.

На рис. 10.8 представлены механические характеристики электродвигателей параллельного и независимого возбуждения для различных сопротивлений R_d в цепи якоря. Механическая характеристика, полученная без добавочного сопротивления в цепи якоря, при номинальных значениях напряжения и магнитного потока, называется естественной. Характеристики, полученные с добавочным сопротивлением в цепи якоря, и при напряжениях и потоках возбуждения, отличных от номинальных значений, называются искусственными.

Электродвигатели параллельного и независимого возбуждения имеют «жесткую» механическую характеристику, ко-

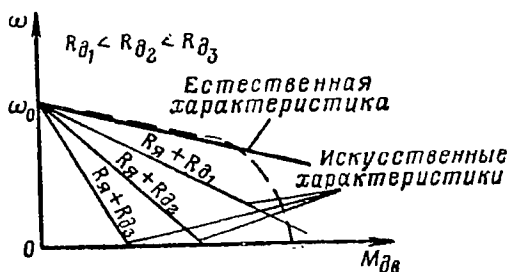


Рис. 10.8. Механические характеристики электродвигателей параллельного и независимого возбуждения

торая определяется в рабочем диапазоне небольшим уменьшением скорости вращения с увеличением момента. При введении в цепь якоря добавочного сопротивления «жесткость» характеристики уменьшается.

При учете реакции якоря получим эксплуатационную характеристику, которая не будет прямой (штриховая кривая на рис. 10.8). Эта характеристика проходит немного выше естественной и при больших значениях тока (момента) круто загибается вниз.

Точка пересечения механической характеристики с осью моментов ($\omega=0$) характеризует пусковой момент электродвигателя. У электродвигателей параллельного и независимого возбуждения при постоянной величине потока, т. е. при отсутствии реакции якоря, зависимость $M_{дв}=f(I_{я})$ можно представить прямой линией (рис. 10.9). Вследствие реакции якоря пропорциональность между $M_{дв}$ и $I_{я}$ нарушается и зависимость $M_{дв}=f(I_{я})$ отклоняется от прямой. Следовательно, потребляемый электродвигателем из сети ток (мощность) увеличивается несколько быстрее, чем увеличивается вращающий момент $M_{дв}$.

Отличительные свойства электродвигателей последовательного возбуждения обуславливаются тем, что у них ток возбуждения всегда равен току, потребляемому из сети.

В пределах до насыщения магнитопровода (рис. 10.10) можно считать, что поток Φ прямо пропорционален току $I_{\text{я}}$:

$$\Phi = CI_{\text{я}}. \quad (10.15)$$

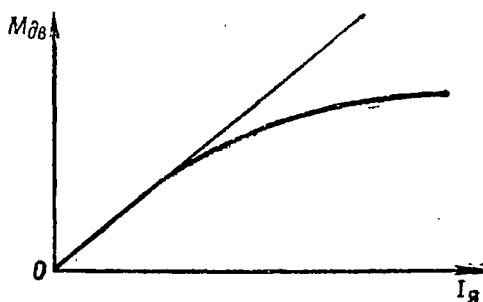


Рис. 10.9. Зависимость вращающего момента от тока якоря электродвигателя параллельного возбуждения

Вращающий момент в этом случае изменяется пропорционально квадрату тока якоря

$$M_{\text{дв}} = CKI_{\text{я}}^2. \quad (10.16)$$

Однако в действительности, особенно при больших нагрузках, происходит магнитное насыщение, и магнитный по-

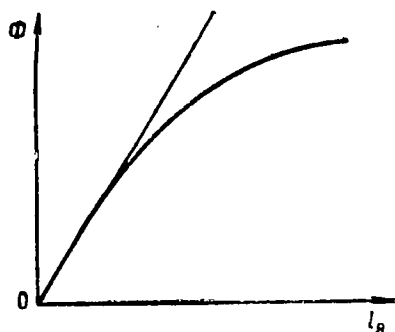


Рис. 10.10. Кривая намагничивания электродвигателя последовательного возбуждения

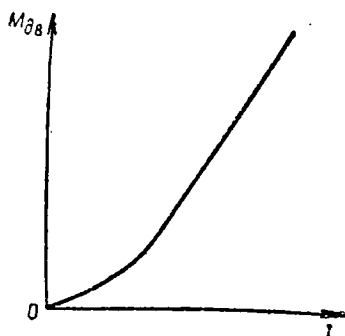


Рис. 10.11. Зависимость вращающего момента от тока якоря электродвигателя последовательного возбуждения

ток увеличивается медленнее, чем увеличивается ток якоря, а момент изменяется по кривой, асимптотически приближающейся к прямой линии. На рис. 10.11 приведена кривая $M_{\text{дв}} = f(I_{\text{я}})$ для электродвигателя последовательного возбу-

ждения, из которой следует, что изменение тока (мощности), потребляемого из сети, при изменении нагрузочного момента значительно меньше, чем в двигателях параллельного возбуждения.

Найдем зависимость скорости вращения электродвигателя последовательного возбуждения от момента, для чего подставим значения потока и тока из формул (10.15) и (10.16) в выражение (10.13)

$$\omega = \frac{U}{CK_e \sqrt{\frac{M_{дв}}{CK}}} - \frac{R_{я}}{CK_e} = \frac{A}{\sqrt{\frac{M_{дв}}{CK}}} - B, \quad (10.17)$$

где $A = \frac{U}{K_e \sqrt{\frac{1}{CK}}}$; $B = \frac{R_{я}}{CK_e}$.

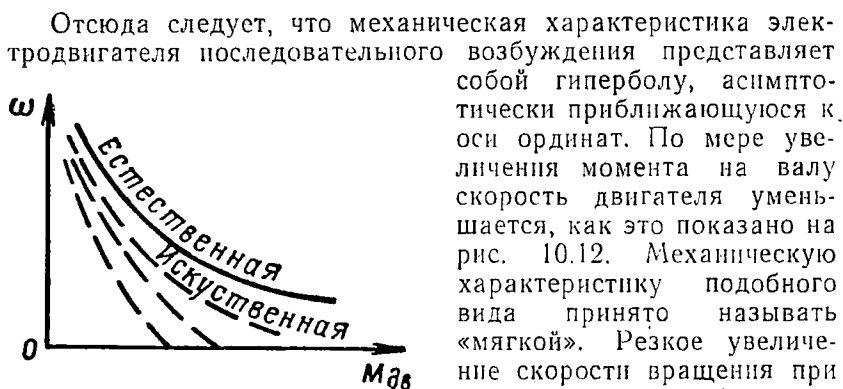


Рис. 10.12. Механические характеристики электродвигателя последовательного возбуждения

собой гиперболу, асимптотически приближающуюся к оси ординат. По мере увеличения момента на валу скорость двигателя уменьшается, как это показано на рис. 10.12. Механическую характеристику подобного вида принято называть «мягкой». Резкое увеличение скорости вращения при малых моментах объясняется тем, что магнитный поток при этом становится незначительным и двигатель должен развивать большую

скорость вращения, чтобы обеспечить необходимую величину противоэлектродвижущей силы для уравнивания приложенного к зажимам напряжения. С учетом механических потерь скорость холостого хода авиационных электродвигателей последовательного возбуждения превышает в 3—4 раза номинальное значение. Такое повышение скорости вращения для электродвигателей небольшой мощности, примерно до 100 вт, не опасно. В электродвигателе большей мощности трехкратное повышение скорости вращения по сравнению с номинальной вызывает большие механические напряжения якоря и может вывести его из строя. Поэтому допускать холостой ход таких электродвигателей нельзя.

Электродвигатели последовательного возбуждения развивают большой момент при пуске, в несколько раз превышаю-

щий номинальный момент, вследствие того что ток и магнитный поток при этом достигают максимальных величин. Пусковой момент таких электродвигателей при одинаковой мощности больше, чем у электродвигателей параллельного и независимого возбуждения, так как у последних магнитный поток при пуске меньше номинальной величины из-за большого размагничивающего влияния реакции якоря. При прочих равных условиях, развивая момент такой же величины, как и электродвигатель параллельного возбуждения, электродвигатель последовательного возбуждения в переходном режиме потребляет из сети меньший ток.

Электродвигатели смешанного возбуждения по своим свойствам занимают промежуточное положение между электродвигателями последовательного и параллельного возбуждения. В зависимости от соотношения между ампер-витками последовательной и параллельной обмоток механические характеристики приближаются к характеристикам электродвигателей последовательного или параллельного возбуждения.

По сравнению с электродвигателями параллельного возбуждения электродвигатели смешанного возбуждения имеют значительно больший пусковой момент, а по сравнению с электродвигателями последовательного возбуждения — более «жесткую» механическую характеристику (рис. 10.13).

Из сравнения приведенных выше характеристик электродвигателей постоянного тока можно сделать следующие выводы:

1. Наибольшим пусковым моментом обладает электродвигатель последовательного возбуждения, а наименьшим — электродвигатель параллельного возбуждения.

2. При изменении момента на валу электродвигателя колебания тока будут наименьшими у электродвигателей последовательного возбуждения, а наибольшие — у двигателей параллельного возбуждения.

3. Пусковой момент электродвигателей параллельного возбуждения пропорционален квадрату напряжения, а пусковой момент электродвигателей последовательного возбуждения при насыщенной системе пропорционален первой степени напряжения.

4. Изменение направления вращения проще осуществляется в электродвигателях последовательного возбуждения.



Рис. 10.13. Механические характеристики электродвигателей различного возбуждения

5. Изменение момента на валу электродвигателя последовательного возбуждения влечет большее изменение скорости вращения, чем у других типов двигателей. При холостом ходе этот двигатель может пойти «в разнос».

Эти выводы дают возможность рекомендовать тот или иной тип двигателя для различных исполнительных механизмов.

Электродвигатели параллельного возбуждения применяются в тех случаях, когда требуется, чтобы скорость вращения исполнительного механизма с изменением момента оставалась практически постоянной, если нет резких колебаний момента на валу или требуется небольшой пусковой момент и не нужно реверсирование.

Электродвигатели независимого возбуждения получили применение в регулируемых приводах и следящих системах.

Электродвигатели последовательного возбуждения на летательных аппаратах находят наибольшее применение. Они применяются в тех случаях, когда требуется большой пусковой момент или моменты сопротивления исполнительных механизмов резко меняются в процессе работы, когда можно допустить большие колебания скорости вращения и необходимо реверсирование.

Электродвигатели смешанного возбуждения применяются на летательных аппаратах в том случае, когда требуется большой пусковой момент, возможны резкие изменения нагрузки и в то же время необходимо ограничить скорость вращения при холостом ходе.

§ 10.3. АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛИ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

На летательных аппаратах из электродвигателей переменного тока применяются в основном трехфазные и двухфазные асинхронные двигатели, конденсаторные асинхронные двигатели и гистерезисные электродвигатели.

Область применения двигателей переменного тока в ближайшем будущем значительно расширится, что связано с внедрением на летательных аппаратах систем электроснабжения переменного тока.

Трехфазные асинхронные двигатели бывают с фазным ротором, имеющим обмотку с контактными кольцами, и с короткозамкнутым ротором, выполненным в виде беличьего колеса. Последние обладают наиболее простой конструкцией из всех известных типов электродвигателей.

Авиационные трехфазные асинхронные двигатели выполняются на частоту 400 гц и напряжение 120/208 в. Макси-

мальная синхронная скорость вращения в этом случае при одной паре полюсов получается равной

$$n = \frac{60f}{P} = \frac{60 \cdot 400}{1} = 24000 \text{ об/мин.}$$

Минимальная синхронная скорость практически ограничивается величиной 4800 об/мин, так как при $P > 5$ заметно увеличиваются габариты и вес двигателя.

Основными преимуществами асинхронных двигателей по сравнению с двигателями постоянного тока являются: отсутствие коллектора и щеток, осложняющих работу электродви-

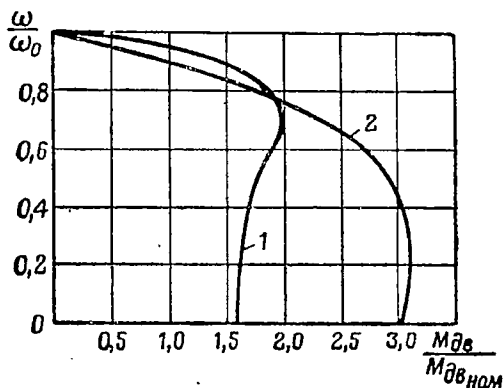


Рис. 10.14. Механические характеристики асинхронных двигателей:

1 — для длительного режима работы; 2 — для кратковременного режима работы

гателя в высотных условиях; простота и надежность конструкции; малый вес.

Авиационные короткозамкнутые асинхронные двигатели весят примерно на 30% меньше чем авиационные электродвигатели постоянного тока при той же мощности и скорости вращения.

К недостаткам асинхронных двигателей, с точки зрения применения их в авиационном электроприводе, прежде всего следует отнести трудность регулирования скорости вращения и малый пусковой момент. На рис. 10.14 приведены механические характеристики типовых авиационных асинхронных двигателей. Отношение пускового момента к номинальному для электродвигателей кратковременного режима работы равно приблизительно 3. Это же отношение для электродвигателей длительного режима составляет всего около 1,6. Отношение пускового тока к номинальному для этих электродвигателей составляет от 3 до 5. Ток, потребляемый асинхронным двигателем в рабочем диапазоне, изменяется при-

мерно пропорционально первой степени изменения момента. В этом отношении свойства асинхронного двигателя подобны свойствам двигателя параллельного возбуждения.

Для увеличения пусковых моментов авиационные асинхронные двигатели выполняются с повышенным сопротивлением ротора. В двигателях малой мощности с кратковременным режимом работы и интенсивным охлаждением увеличение сопротивления ротора получается за счет допущения значительных плотностей тока в меди беличьей клетки. В двигателях длительного режима работы повышенной мощ-

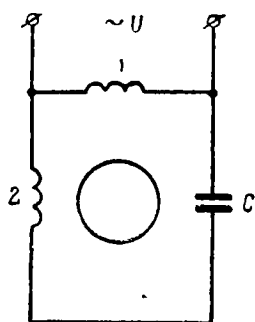


Рис. 10.15. Схема конденсаторного асинхронного электродвигателя

ности для получения больших пусковых моментов сопротивление ротора увеличивают путем применения латуни для выполнения беличьей клетки. Латунь обладает большим удельным сопротивлением по сравнению с медью. Для увеличения пускового момента двигатели такого типа могут выполняться с глубоким пазом.

Довольно широкое применение в авиации получили конденсаторные асинхронные двигатели (рис. 10.15). Из теории электрических машин известно, что однофазные двигатели не имеют пускового момента; с другой стороны, в целях упрощения коммутационной аппаратуры желательно применять однофазную систему. Конденсатор-

ный двигатель удовлетворяет обоим требованиям. Две обмотки 1 и 2 его статора располагаются по отношению друг к другу на 90° электрических градусов. В одну из обмоток последовательно включается конденсатор, который создает сдвиг тока по фазе в обмотке. В результате намагничивающие силы обеих обмоток создают вращающееся поле. При равенстве намагничивающих сил этих обмоток и сдвиге по фазе между их токами на 90° получается круговое магнитное поле. При других режимах (изменение скорости вращения и нагрузки) получается эллиптическое поле, которое ухудшает механические характеристики двигателя.

Для некоторых авиационных следящих приводов (например, привода антенны) и приводов малой мощности применяются двухфазные асинхронные двигатели. Статор этих двигателей выполняется таким же, как у конденсаторного двигателя, с той разницей, что одна из обмоток (обмотка возбуждения) питается от сети при неизменном напряжении, а вторая обмотка является обмоткой управления и питается от сети с напряжением, сдвинутым по фазе относительно напряжения, питающего обмотку возбуждения, на 90° . При этом напряжение управляющей обмотки можно

менять от 0 до $\pm U_n$, чем достигается плавное изменение скорости и реверсирование двухфазного двигателя. Для уменьшения момента инерции ротор этого электродвигателя выполняется в виде тонкостенного стакана из меди или алюминия. Такая конструкция позволяет также получить сравнительно высокое активное сопротивление ротора электродвигателя.

Достоинством двухфазных асинхронных двигателей является простота и надежность конструкции, малый момент инерции и хорошие регулировочные свойства. К недостаткам следует отнести большой вес, большие потери при регулировании и низкий к. п. д.

В системах согласованного вращения отделенных друг от друга механизмов, в приводах гироскопов и для привода маломощных устройств, которые в процессе работы должны иметь стабильную скорость вращения, начинают находить применение гистерезисные электродвигатели мощностью от нескольких ватт до 200 вт и выше.

Гистерезисные электродвигатели можно отнести к категории синхронных двигателей, но в отличие от них они имеют пусковой момент и могут запускаться без предварительной раскрутки.

Статор гистерезисного электродвигателя имеет такую же конструкцию, как и статор обычного асинхронного электродвигателя. Ротор представляет собой цилиндр без каких-либо обмоток, выполненный из материала, применяемого для постоянных магнитов.

Принцип появления вращающего момента при синхронной скорости иллюстрируется рис. 10.16. На рис. 10.16 статор двигателя, создающий вращающееся с синхронной скоростью магнитное поле, заменен вращающимися с синхронной скоростью полюсами N и S , создающими такое же магнитное поле. Ротор двигателя можно представить состоящим из элементарных магнитиков. Если ротор не обладает гистерезисом, то элементарные магнитики успевают поворачиваться за вращающимися полюсами (рис. 10.16, а) и силы взаимодействия между элементарными магнитиками и полюсами направлены радиально. Очевидно, что при этом вращающий момент двигателя равен нулю.

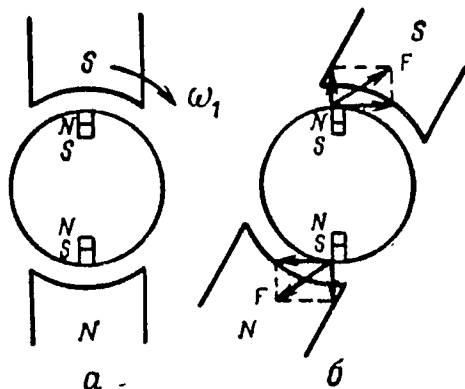


Рис. 10.16. Принцип действия гистерезисного электродвигателя

При наличии гистерезиса элементарные магнитики ротора не успевают поворачиваться за полюсами и располагаются, как показано на рис. 10.16, б. При этом силы взаимодействия между элементарными магнитиками и полюсами имеют не только радиальные слагающие, но и тангенциальные, которые создают вращающий момент. После достижения синхронной скорости гистерезисный двигатель работает как обычный синхронный двигатель с возбуждением от постоянных магнитов.

Достоинствами гистерезисных двигателей являются простота устройства, надежность в эксплуатации, плавность вхождения в синхронизм, высокая жесткость механических характеристик, практически неизменная величина тока статора при пуске в ход и работе двигателя.

Недостатком гистерезисных двигателей является низкий $\cos \varphi$. Объясняется это тем, что при работе двигателя в асинхронном режиме для проведения магнитного потока через ротор с относительно небольшой магнитной проницаемостью требуются большие намагничивающие токи. В синхронном режиме сказывается сравнительно слабая намагниченность ротора, т. е. малая величина намагничивающей силы, создаваемой ротором.

§ 10.4. АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТЫ

В авиационных электроприводах электромагниты применяются значительно реже, чем электродвигатели, однако и их число на летательном аппарате сравнительно велико.

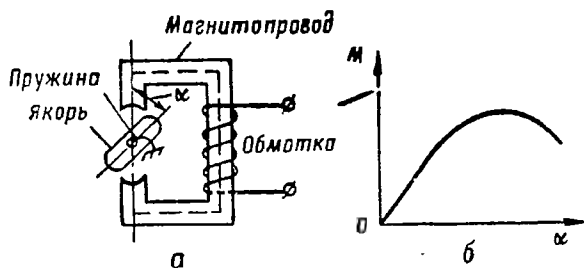


Рис. 10.17. Электромагнит с поворотным якорем (а) и его механическая характеристика (б)

Обычно электромагниты используются для приведения в движение исполнительных механизмов, имеющих небольшие поступательные ($\sim 2 \div 15$ мм) или поворотные перемещения и требующих от привода сравнительно небольших усилий ($\sim 1 \div 20$ кг). Они применяются для открывания и закрывания различных кранов и клапанов, управления муфтами сцепления, тормозами колес шасси и т. д. Во многих случаях

электромагниты включаются в конструкцию исполнительных механизмов и составляют с ними одно целое.

По характеру движения якоря различают поворотные (рис. 10.17) и втяжные (рис. 10.18) электромагниты. В поворотных электромагнитах при прохождении тока через обмотку возникает электромагнитный момент, стремящийся повернуть якорь по направлению магнитного поля сердечника. В начальное положение якорь возвращается пружиной. Чаще в авиационных электроприводах применяются втяжные электромагниты. Тяговое усилие F , действующее на якорь втяжного электромагнита, пропорционально квадрату величины тока I , протекающего по обмотке, квадрату числа витков W обмотки, площади поперечного сечения S якоря (магнитопровода), обратно пропорционально квадрату расстояния между якорем и сердечником δ и зависит от свойств материала магнитопровода и конструктивных форм электромагнита, т. е.

$$F = C_1 S \left(\frac{AW}{\delta} \right)^2, \quad (10.18)$$

где C_1 — постоянная величина, зависящая от конструкции электромагнита.

На рис. 10.19 приведена тяговая характеристика втяжного электромагнита, показывающая, как при постоянных ампер-витках изменяется тяговое усилие по мере увеличения воздушного зазора (электромагнит с плоскими наконечниками якоря и сердечника).

Электромагниты могут работать на постоянном и на переменном токе, так как электромагнитная сила притяжения якоря пропорциональна квадрату ампер-витков и не меняет своего направления при изменении направления тока. Однако в авиационных электроприводах в настоящее время применяются исключительно электромагниты постоянного тока.

Достоинствами электромагнитов являются надежность работы вне зависимости от высоты полета, простота конструкции, малые габариты и вес при значительном развиваемом усилии, большая скорость срабатывания ($\sim 0,1 \div 0,02$ сек). Недостатками электромагнитов являются невозможность

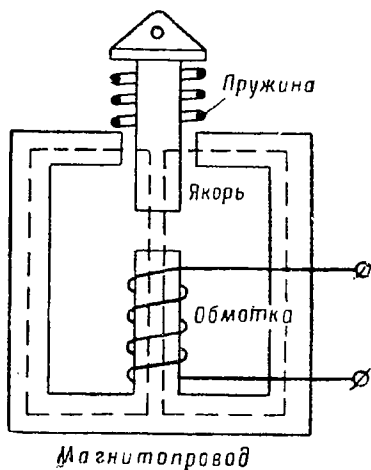


Рис. 10.18. Электромагнит с втяжным якорем

регулирования по скорости движения и невозможность практически получить большие перемещения исполнительного механизма.

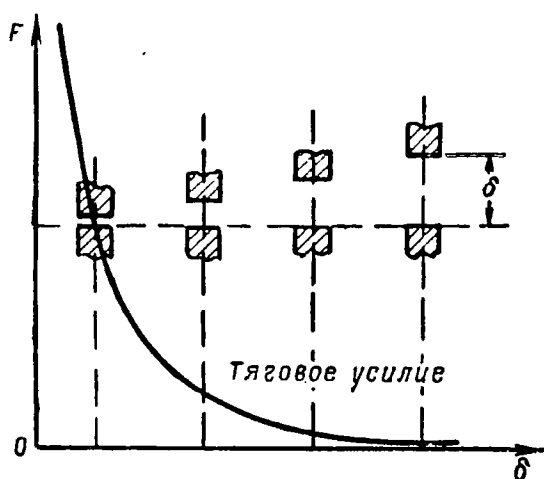


Рис. 10.19. Тяговая характеристика втяжного электромагнита

§ 10.5. ЭЛЕМЕНТЫ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ

Редукторы

Редукторы предназначены для уменьшения скорости вращения, передаваемой от электродвигателя к исполнительному механизму, увеличения крутящего момента на выходном валу, а также для преобразования одного вида движения в другой.

В авиационных электроприводах применяется несколько типов редукторов: обычные зубчатые передачи с внешним и внутренним зацеплением, соосные планетарные передачи, дифференциально-планетарные передачи, червячные передачи и винтовые передачи. В ряде случаев применяется сочетание нескольких типов редукторов, чем достигается большое разнообразие выходных параметров движения.

Редукторы с обычными зубчатыми колесами отличаются высоким коэффициентом полезного действия, доходящим у одной пары колес до 0,95, а также при небольшом числе ступеней простотой конструкции. Одна пара зубчатых колес позволяет получить лишь сравнительно небольшие передаточные отношения, практически не более 6. Для получения больших передаточных чисел применяют многоступенчатую передачу с парными ступенями.

Соосная планетарная передача (рис. 10.20, а) состоит из солнечной шестерни 1, закрепленной на ведущем валу, нескольких сателлитовых шестерен 2 (не менее двух), венцовой шестерни 3 с внутренним зацеплением и водила 4. При работе передачи вращающее усилие от солнечной шестерни передается на сателлиты. Последние обкатываются по неподвижной венцовой шестерне и вращают водило, которое

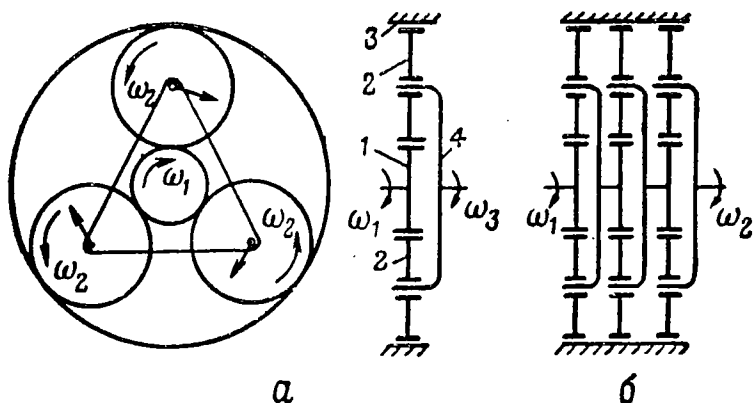


Рис. 10.20. Соосная планетарная передача одноступенчатая (а) и трехступенчатая (б):

1 — солнечная шестерня; 2 — сателлитовые шестерни; 3 — венцовая шестерня с внутренним зацеплением; 4 — водило

связано с-выходным валом. Передаточное число передачи определяется по формуле

$$i = \frac{z_3}{z_1} + 1. \quad (10.19)$$

Из формулы (10.19) видно, что число зубцов сателлитов, а также число сателлитовых шестерен не влияет на величину передаточного числа, которое может быть примерно таким же, как у обычной пары зубчатых колес.

Особенностью одноступенчатой соосной планетарной передачи является то, что при небольших ее габаритах она способна передавать большие усилия, так как зацепление колес происходит в нескольких местах (в зависимости от числа сателлитов). По к. п. д. она не уступает одноступенчатой зубчатой передаче.

В редукторах такого типа легко выполнить суммирование скоростей вращения двух отдельных приводов. В самом деле, если солнечное колесо будет приводиться во вращение одним двигателем, а венец — другим, то при одновременной работе двух двигателей скорость вращения на выходе будет суммироваться. По такой схеме двигатели могут приводить

выходной вал в движение каждый отдельно или оба вместе. Суммирующие редукторы широко применяются в современных авиационных приводах (привод шасси, закрылков и т. д.).

Для получения большого передаточного числа (до 1000 и более) применяют многоступенчатые соосные планетарные передачи (рис. 10.20, б).

Дифференциально-планетарная передача (двойная планетарная передача) состоит из водила (рис. 10.21), выполненного в виде эксцентрика, двух жестко связанных между собой сателлитов z_2 и z_3 , насаженных на

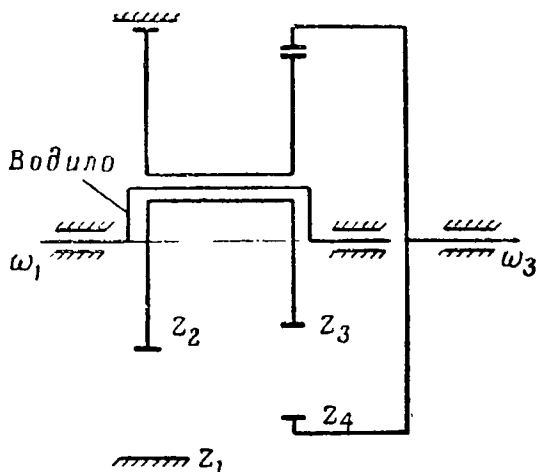


Рис. 10.21. Дифференциально-планетарная передача

водило, неподвижной венцовой шестерни и колокольной шестерни z_4 . Водило (эксцентриковая ось), соединенное с валом электродвигателя, вращаясь, приводит в движение шестерню z_2 , которая обкатывается по шестерне z_1 . Сателлитовая шестерня z_2 , имея меньшее количество зубьев, чем венцовая шестерня z_1 , перемещается относительно нее за каждый оборот водила на количество зубьев, равное разности зубьев неподвижной и сателлитовой шестерен. Сателлитовая шестерня z_3 также вращается вокруг своей оси и благодаря эксцентриковой оси обкатывается по колокольной шестерне z_4 , приводя ее во вращение. Передаточное число определяется по такой формуле:

$$i = \frac{1}{1 - \frac{z_1 z_3}{z_2 z_4}}. \quad (10.20)$$

Достоинством этой передачи является большое передаточное число (до 1800) при сравнительно небольших размерах.

Однако она обладает низким к. п. д., не превышающим 0,1, что ограничивает ее применение механизмами малой мощности (не свыше 150 вт).

Червячная передача предназначена для передачи вращения между двумя валами, находящимися под углом 90° друг к другу, но не расположенными в одной плоскости (рис. 10.22).

Передаточное число червячной передачи

$$i = \frac{z}{m}, \quad (10.21)$$

где z — число зубцов червячного колеса;

m — число заходов червяка.

Червячная передача отличается компактностью, может иметь сравнительно высокое передаточное отношение (40 и более), обладает плавностью хода и бесшумностью работы.

Червячные передачи бывают самотормозящиеся и несамотормозящиеся, в зависимости от угла возвышения винтовой линии червяка и коэффициента трения между червяком и червячным колесом. Самотормозящаяся передача позволяет обойтись без специальных устройств для предотвращения движения исполнительного органа при выключенном электродвигателе.

Недостатком червячной передачи является малый к. п. д.: у самотормозящейся передачи к. п. д. ниже 0,5, у несамотормозящейся передачи — не превышает 0,85.

Винтовая передача предназначена для преобразования вращательного движения в поступательное.

Простейшим видом преобразования вращательного движения в поступательное является передача, состоящая из зубчатого колеса и рейки, представляющей собой зубчатую полосу, скользящую в направляющих при своем поступательном движении. Но такая передача может применяться лишь при небольших усилиях на рейке; при больших усилиях она оказалась бы чрезвычайно громоздкой, потому что здесь все усилие воспринимается только одним зубом.

В авиационных электроприводах для преобразования вращательного движения в поступательное почти исключительно применяется винтовая передача (домкрат), состоящая из винта и гайки (рис. 10.23). Для уменьшения трения между

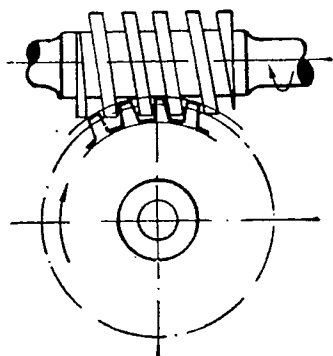


Рис. 10.22. Червячная передача

винтом и гайкой и повышения к. п. д. передачи гайку обычно делают бронзовой, а винт стальным.

Винтовая передача может обладать свойством самоторможения. Коэффициент полезного действия передачи — $0,25 \div 0,5$. Чтобы получить более высокий к. п. д., в авиацион-

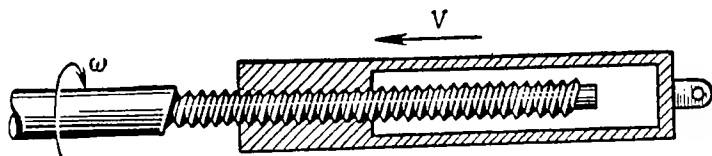


Рис. 10.23. Винтовая передача

ном электроприводе все шире применяется винтовая передача со специальной конструкцией винта и гайки, так называемая шариковая винтовая передача (рис. 10.24). Она состоит из вращающегося винта 4 и поступательно переме-

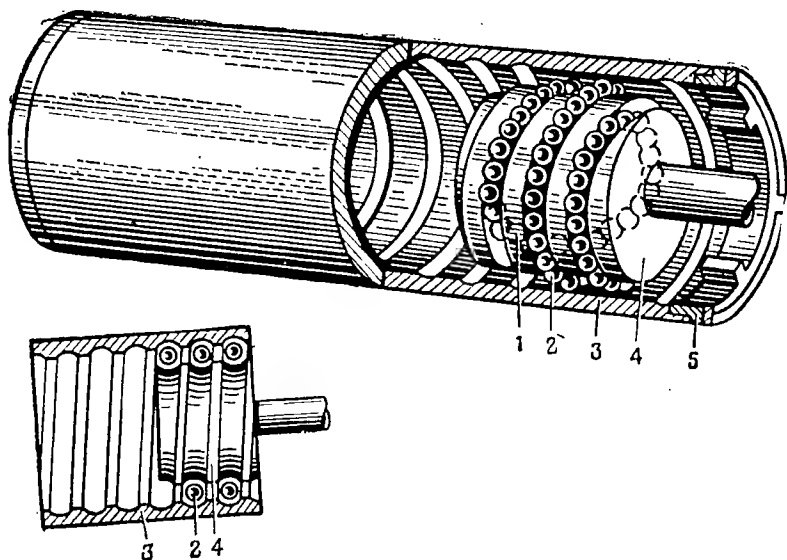


Рис. 10.24. Шариковая винтовая передача:

1 — канал; 2 — шарики; 3 — гайка; 4 — винт; 5 — шлицевая втулка

щающейся гайки 3, являющейся одновременно штоком исполнительного механизма. В резьбу между винтом и гайкой заложены шарики 2. В теле винта располагается возвратный для шариков канал 1. Шарики, пройдя путь, равный примерно двум оборотам по резьбе винта, попадают в возвратный канал, где, совершив путь, равный $\frac{3}{4}$ оборота, снова

выходят на поверхность винта в том месте, откуда начали свое движение по резьбе обоймы. Возвратный канал, таким образом, создает замкнутую цепь для движения шариков. В результате вращения винта гайка движется в продольном направлении, так как вращению ее противодействует шлицевая втулка 5. В шариковой винтовой передаче происходит не трение скольжения, как в обычной винтовой передаче, а трение качения, вследствие чего к. п. д. передачи доходит до 0,96. Естественно, свойством самоторможения такая передача не обладает.

При небольших нагрузках (до 2000—3000 кг) домкрат является неотъемлемой частью всего электромеханизма. При этом, как правило, ось винтовой передачи располагается параллельно или вдоль оси электродвигателя, благодаря чему весь электромеханизм получается компактным. При больших нагрузках на шток домкрат с концевыми выключателями выполняется отдельно от силовой части привода, изготовленной в виде электромеханизма вращательного действия.

Приведенные выше значения к. п. д. авиационных редукторов относятся к номинальным эксплуатационным режимам. Это следует иметь в виду, так как на величину к. п. д. оказывает влияние изменение статического момента сопротивления исполнительного механизма, скорости вращения и особенно температуры окружающей среды. Так, при понижении температуры от $+20$ до -50°C вследствие загустевания смазки и сужения зазоров к. п. д. планетарных редукторов уменьшается на 60%, а у червячных — на 20% значений к. п. д. при температуре $+20^{\circ}\text{C}$.

Муфты

Муфтой называется устройство, предназначенное для соединения двух валов постоянно или временно и осуществления передачи вращающего момента между этими валами, а также для торможения одного из валов. При этом не происходит изменения скорости и направления вращения. По назначению муфты, применяемые в авиационных электроприводных устройствах, делятся на следующие виды: муфты сцепления, муфты торможения, комбинированные муфты сцепления — торможения и муфты предохранители.

Муфта сцепления служит для отсоединения вала электродвигателя от редуктора одновременно с отключением электродвигателя от сети. При этом вал электродвигателя продолжает вращаться по инерции, а малоинерционная часть привода — редуктор — останавливается, чем достигается более точная фиксация положения исполнительного механизма.

Муфты сцепления, применяемые в авиационном электроприводе, являются чаще всего электромагнитными. Сцепле-

ние валов осуществляется силами трения или с помощью кулачкового соединения.

Схема устройства муфты сцепления с использованием сил трения представлена на рис. 10.25. В стальном корпусе (яре) 1 размещена катушка электромагнита 2. Обмотка включается последовательно или параллельно якорю элек-

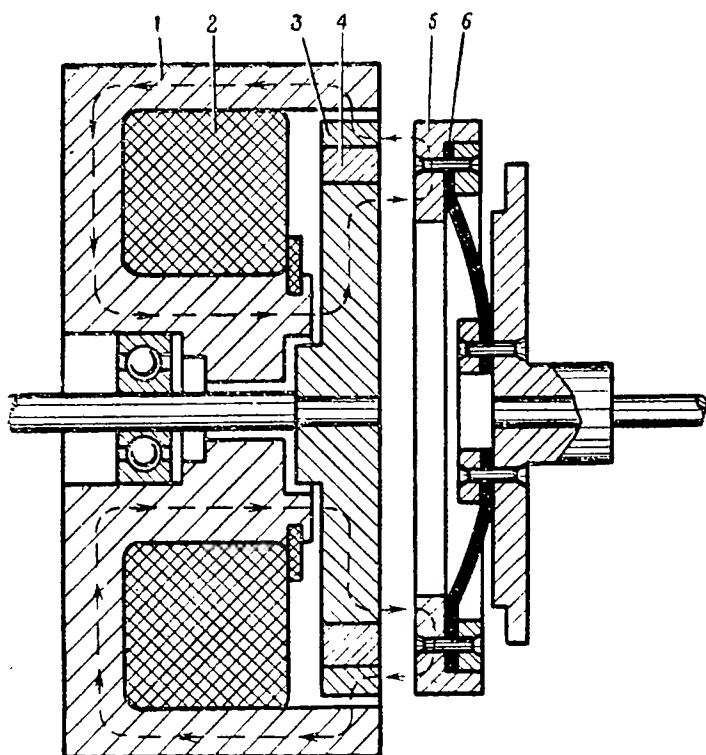


Рис. 10.25. Электромагнитная муфта сцепления с использованием сил трения:

1 — корпус; 2 — обмотка; 3 — сердечник; 4 — диамагнитное (бронзовое) кольцо; 5 — якорь; 6 — пружина

тродвигателя. При последовательном включении обмотки обеспечивается более четкое срабатывание электромагнита, чем при параллельном. Однако в случае применения электродвигателя последовательного возбуждения включение обмотки параллельно якорю позволяет облегчить условия пуска электродвигателя. Для этого электромагнит рассчитывают так, что в момент включения электродвигателя, когда напряжение на зажимах якоря и в обмотке муфты невелико (вследствие значительного падения напряжения в обмотке возбуждения двигателя), электромагнит не срабатывает и

исполнительный механизм остается отсоединенным от электродвигателя. С увеличением скорости вращения якоря возрастает и напряжение на его зажимах, достигая величины, достаточной для срабатывания электромагнита.

Под действием усилия электромагнита якорь 5 (ведомый стальной диск), преодолевая усилие возвратной пружины 6, притягивается к сердечнику 3. Сердечник является ведущим стальным диском, на котором размещено бронзовое кольцо 4. Штриховой линией на рисунке показана магнитная цепь

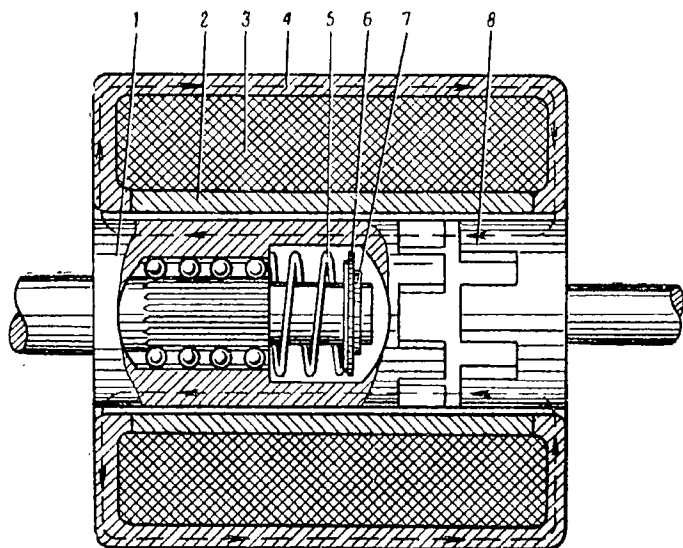


Рис. 10.26. Электромагнитная муфта сцепления с кулачковым механизмом:

1 — подвижный храповик (якорь); 2 — диамагнитная втулка; 3 — обмотка; 4 — корпус; 5 — пружина; 6 — упорная шайба; 7 — сухари; 8 — храповик выходного вала

муфты. Сила электромагнита должна быть такой, чтобы не происходило проскальзывания дисков.

При отключении питания от электродвигателя обесточивается и обмотка муфты. Пружина 6 возвращает якорь 5 муфты в исходное положение, при этом валы двигателя и редуктора расцепляются.

Электромагнитные муфты сцепления, основанные на использовании сил трения, могут служить одновременно для предохранения от механических перегрузок.

Подобные муфты сцепления применяются в агрегатах небольшой мощности (не более 200—300 вт). В мощных агрегатах передача вращающего момента осуществляется с помощью кулачков (храповиков). Храповик выходного вала 8 (рис. 10.26) является сердечником муфты, а подвиж-

ный храповик 1 — якорем. При подаче питания на обмотку 3 муфты подвижный храповик 1, преодолевая усилие возвратной пружины 5, перемещается вправо и входит в зацепление с храповиком выходного вала 8. Чтобы магнитный поток замыкался через оба храповика, их помещают в диамагнитную латунную втулку 2. Необходимое сжатие пружины 5 обеспечивается упорной шайбой 6 с двумя полукруглыми сухарями 7, входящими в кольцевую выточку на конце вала муфты.

В авиационном электроприводе начинают находить применение также и электромагнитные порошковые муфты сцеп-

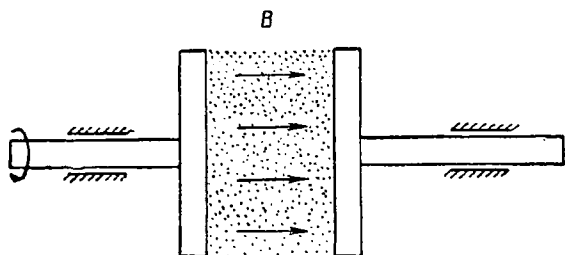


Рис. 10.27. Принцип устройства порошковой муфты

ления. В простейшем случае электромагнитная порошковая муфта представляет два параллельно расположенных диска, зазор между которыми заполнен смесью железного порошка и масла или порошка и графита (рис. 10.27). В качестве железного порошка применяют карбонильное железо с размерами частиц от 0,5 до 40 мк. Если между дисками создается магнитное поле с индукцией B , то железные частицы располагаются вдоль магнитных силовых линий в виде нитей, состоящих из плотно прижатых друг к другу частиц. В результате порошок затвердевает и возникает сцепляющее усилие между ведущим и ведомым дисками. На рис. 10.28 приведена схема устройства порошковой муфты цилиндрического типа. В этой муфте вращение передается от ведущей шестерни 3 и ведущего стакана 4 к ведомому стакану 2 и выходному валу 5. Магнитное поле между стаканами создается обмоткой возбуждения 1. Сцепляющее усилие, а следовательно, и вращающий момент, передаваемый к выходному валу, практически прямо пропорциональны магнитной индукции и не зависят от скорости вращения.

Достоинствами электромагнитных порошковых муфт являются простота устройства, почти полное отсутствие износа рабочих поверхностей, плавность сцепления, высокий коэффициент усиления по мощности, достигающий 300, малое время срабатывания, составляющее около 30 мсек. Их недо-

статок — тихходность. Обычно эти муфты выполняют на скорости вращения 2000—3000 об/мин.

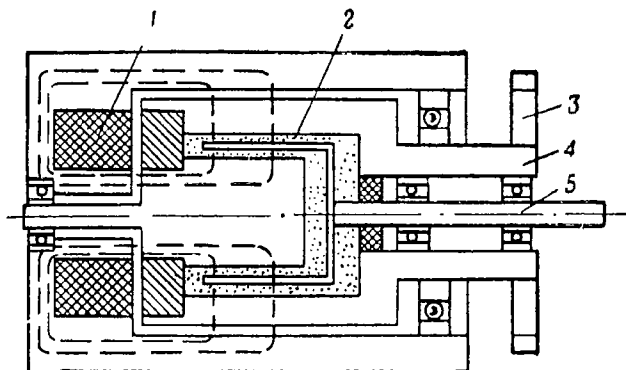


Рис. 10.28. Порошковая муфта цилиндрического типа:
1 — обмотка возбуждения; 2 — ведомый стакан; 3 — ведущая шестерня; 4 — ведущий стакан; 5 — выходной вал

Муфта торможения применяется для уменьшения инерционного выбега приводимого органа в авиационных электромеханизмах малой и средней мощности после выключения электродвигателя. Она обеспечивает фиксацию приводимого органа в случае отсутствия самоторможения в редукторе.

Типовое устройство электромагнитной муфты торможения (тормозного приспособления к электродвигателю) показано на рис. 10.29. К подшипниковому щиту электродвигателя крепится ярмо электромагнита 5. При отсутствии тока в обмотке 6 якорь 2 пружиной 7 прижимается пробковой облицовкой к тормозному диску 1. Так как якорь электромагнита благодаря шпилькам 3 может перемещаться только в осевом направлении, то за счет сил трения между якорем и тормозным диском происходит торможение электродвигателя. При подаче питания на обмотку якорь притягивается к сердечнику и электродвигатель растормаживается. Для устранения «залипания» якоря электромагнита между ним и корпусом установлена латунная прокладка 4.

Комбинированная муфта сцепления — торможения выполняет функции как муфты сцепления, так и муфты торможения. Устройство муфты показано на рис. 10.30. В стальном корпусе 14 помещена обмотка электромагнита 13. Сердечник 11, в который впрессовано диамагнитное кольцо, обеспечивающее требуемое распределение магнитного потока, укреплен на валу электродвигателя шпонкой 12 и гайкой 15. Якорь электромагнита (ведомый стальной диск) 10 с помощью шариковых шпонок 17 укреплен на

валу, имеющем шестерню 2. Относительно этого вала якорь имеет только возвратно-поступательное движение. Между тормозным диском 9 и регулировочной гайкой 5 размещены шесть возвратных цилиндрических пружин 7. Величина затяжки этих пружин регулируется гайкой 5. Сепаратор 8 пружинной обоймы жестко соединен с радиально упорным шарикоподшипником 3, который на прессовой посадке посажен на ступице якоря.

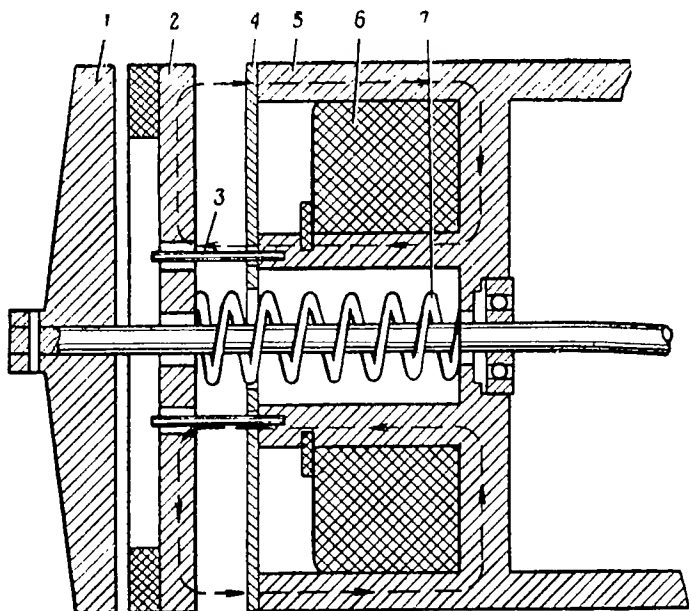


Рис. 10.29. Электромагнитная муфта торможения:

1 — тормозной диск; 2 — якорь; 3 — шпилька; 4 — латунная прокладка;
5 — электромагнит; 6 — обмотка; 7 — пружины

При подаче питания на обмотку электромагнита 13 якорь 10 притягивается к сердечнику 11 и передает вращающий момент от электродвигателя на вал ведущей шестерни редуктора. Пружины в этом случае сжаты, так как регулировочная гайка 5 при перемещении якоря перемещается вправо; усилия на пружины передаются через гайку 5 и подвижный щит 6.

При выключении питания под действием пружин якорь электромагнита перемещается влево и якорь расцепляется с сердечником, при этом ведомый вал тормозится, так как якорь прижимается к тормозному диску с пробковой облицовкой 16. Шпильки 4 обеспечивают возвратно-поступательное перемещение сепаратора 8, исключая его проворачивание.

Муфты-предохранители служат для защиты исполнительных механизмов и деталей конструкции летательных аппаратов от возникновения в них чрезмерных механических перегрузок. Механические перегрузки могут возникнуть при заеданиях в элементах привода или при отказах конечных выключателей. Обычно в качестве таких предохра-

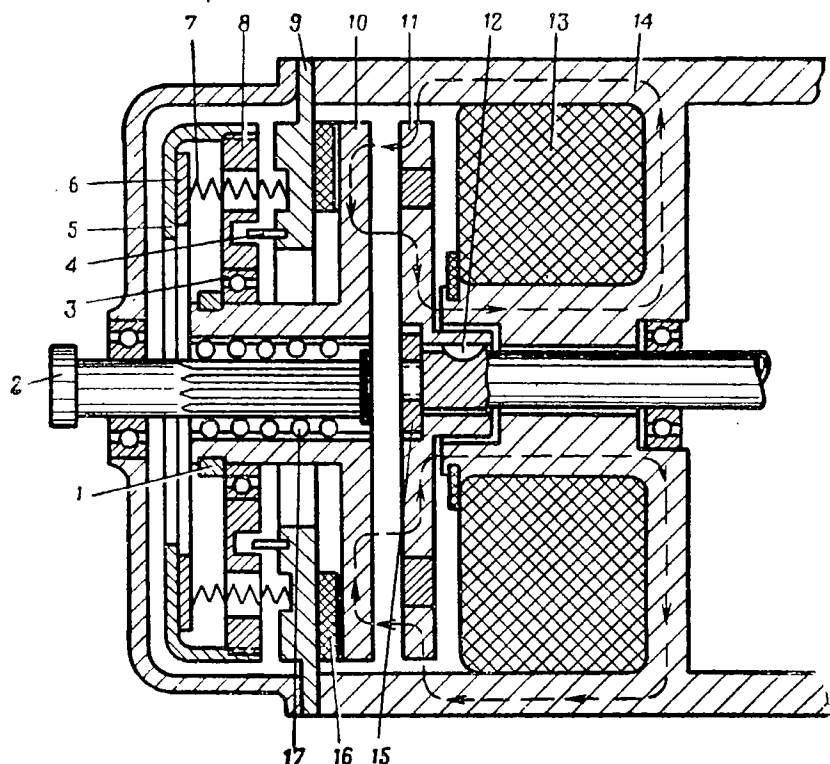


Рис. 10.30. Электромагнитная комбинированная муфта сцепления — торможения:

1, 5, 15 — гайки; 2 — шестерни; 3 — шарикоподшипник; 4 — шпилька; 6 — щит; 7 — пружина; 8 — сепаратор; 9 — тормозной диск; 10 — якорь электромагнита; 11 — сердечник; 12 — шпонка; 13 — обмотка электромагнита; 14 — корпус; 16 — пробковая облицовка; 17 — шариковая шпонка

нителей применяют фрикционные муфты. Момент, передаваемый фрикционной муфтой при пробуксовке, может сильно изменяться (в два-три раза) вследствие изменения коэффициента трения и деформации поверхности дисков при нагреве. Это может быть не только в течение эксплуатационного периода, но даже одного цикла работы.

Для стабилизации момента пробуксовки во многих авиационных электромеханизмах применяют саморегулирующиеся фрикционные муфты. Типичная схема такой муфты приве-

дена на рис. 10.31. Движение от двигателя передается через внешний стакан 5, шарики 4, внутренний стакан 6, диски 7 и 8 на выходной вал 9. Диски сжимаются пружиной 2 через кольцо 3. Шарики 4 стабилизатора располагаются по окружности между дисками, в которых имеются пазы. На каждый шарик действуют: составляющая силы сжатия пружины $F_{пр}$ и противоположная ей по направлению осевая составляющая F_0 силы F_{np} , приложенной к шарiku со стороны нагрузки и пропорциональной величине вращающего момента. В пре-

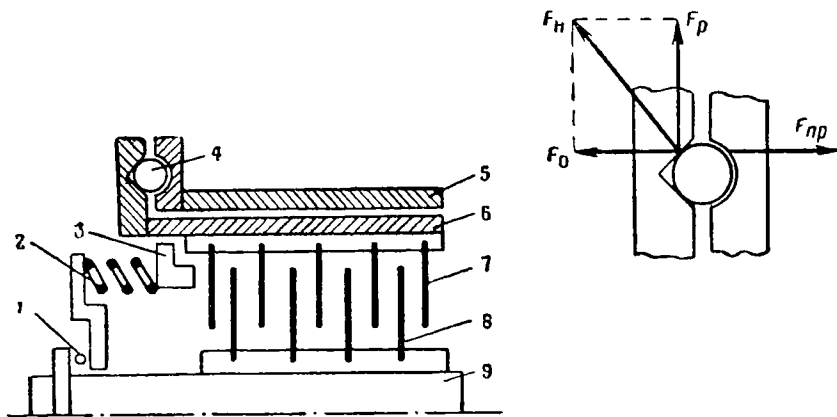


Рис. 10.31. Схема фрикционной муфты с шариковой стабилизацией (справа показана схема сил, действующих на шарик):

1 — опорный шарикоподшипник; 2 — пружина; 3 — кольцо; 4 — шарик стабилизатора; 5 — внешний стакан (ведущий); 6 — внутренний стакан (ведомый); 7 — ведущий диск; 8 — ведомый диск; 9 — выходной вал

делах допустимых нагрузок $F_0 \leq F_{np}$ муфта работает, как обычная. Когда нагрузка увеличивается выше допустимого значения, F_0 становится больше F_{np} , при этом шарики начинают скользить по скошенным стенкам пазов, в результате чего внутренний стакан перемещается, сжимая пружину 2. Давление на диски уменьшается, и они начинают пробуксовывать.

Контактные устройства

Контактные устройства служат для ограничения перемещения выходного вала в необходимых пределах, а также для сигнализации и блокировки. Они встраиваются в передаточные устройства и выполняют функции концевого выключателя.

Контактное устройство, представленное на рис. 10.32, имеет неподвижные 1 и поворотные 2 контакты. Последние

прижимаются пружинами 3 к вращающейся программной шайбе 4. Впадины шайбы в заданных угловых положениях отпускают поворотные контакты, разрывая электрические цепи. В авиационных электроприводах применяются и более сложные схемы контактных устройств.

§ 10.6. УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОПРИВОДАМИ

Операции по управлению электроприводами определяются родом и назначением приводимыми в действие исполнительных механизмов.

Различают ручное и автоматическое управление электроприводами. В свою очередь автоматическое управление может осуществляться по разомкнутой и по замкнутой схемам.

В системах с замкнутой цепью воздействий производится измерение разности между текущим значением управляемой величины и ее заданным значением в данный момент. В зависимости от величины и знака этой разности осуществляется автоматическое воздействие на электропривод, в результате которого разность уменьшается до возможно малой величины.

Все операции, связанные с работой автоматизированного электропривода, можно свести к следующему:

- пуск в ход электродвигателя;
- остановка электродвигателя как в произвольном положении, так и в некоторых случаях в строго определенном положении;
- реверсирование электродвигателя;
- торможение с помощью специальных тормозных устройств или с использованием электрических способов торможения самого электродвигателя;
- регулирование или изменение скорости вращения электродвигателя;
- обеспечение необходимой последовательности операций отдельных элементов или электродвигателей в случае применения сложного привода;
- защита от перегрузок и повреждений;
- сигнализация положения отдельных элементов исполнительных механизмов или органов летательного аппарата.

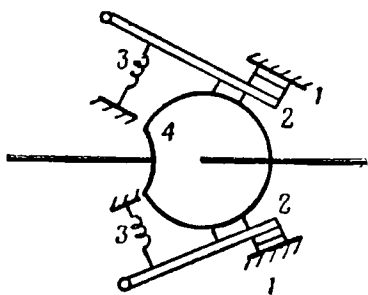


Рис. 10.32. Контактное устройство:

1, 2 — контакты; 3 — пружины; 4 — шайба

Все электродвигатели, аппараты управления, регулирующие, сигнальные, контрольные и другие устройства и приборы, потребляющие или коммутирующие электрическую энергию в процессе своей работы, электрически связаны в автоматизированных системах между собой по определенным схемам, в которых принято различать следующие виды отдельных электрических цепей:

— главную (или силовую) цепь, с помощью которой приводится в действие основной элемент системы (электродвигатель);

— цепь управления, с помощью которой обеспечивается управление элементами и аппаратурой главной цепи;

— цепь защиты;

— цепь блокировки (может отсутствовать при применении механической блокировки);

— цепь сигнализации или контроля.

Последние три вида цепей обычно встречаются в более развитых автоматических схемах и могут отсутствовать в простейших схемах.

Пуск в ход и остановка электродвигателей

Электродвигатели небольшой мощности (с потребляемым током до 10—15 а) включаются и выключаются с помощью коммутационных аппаратов прямого действия (нажимных переключателей, перекидных переключателей и т. д.), электродвигатели большей мощности — с помощью контакторов. Применение контакторов диктуется тем, что выключатели на большие токи становятся громоздкими и ненадежными в работе; кроме того, при такой схеме дистанционного управления отпадает необходимость прокладывать провода большого сечения в кабину, чем достигается экономия в весе проводов.

Основными методами пуска электроприводов являются:

1. Безреостатный пуск, заключающийся в непосредственном подключении электродвигателя к сети. Хотя безреостатный пуск отличается наибольшей простотой, однако недостатками его являются значительные пики пускового тока и избыточный вращающий момент в случае использования мощных электродвигателей. Безреостатный пуск характеризуется также большими тепловыми потерями, выделяющимися в электродвигателе и коммутационной аппаратуре.

2. Реостатный пуск. В этом случае подключение электродвигателя к сети производится при наличии реостатов в цепи якоря, сопротивление которых в процессе пуска уменьшается так, что получается требуемый характер изменения вращающего момента, тока или ускорения. Реостатный

пуск так же, как и безреостатный, сопровождается большими потерями энергии, однако они выделяются не в электродвигателе, а в пусковом реостате.

Реверсирование электродвигателей

Для реверсирования электродвигателей постоянного тока необходимо изменить или направление тока в якоре, или направление магнитного потока, что осуществляется различными способами, причем для каждого конкретного случая выбирается схема реверсирования, при которой вес и количество управляющих аппаратов минимальны.

Основными методами реверсирования электродвигателей постоянного тока являются:

1. Переключение обмотки якоря. На рис. 10.33 изображена схема включения контакторов для реверсирования электродвигателя смешанного возбуждения переключением обмотки якоря. Для получения прямого хода должны быть включены контакторы *В*, для получения обратного хода — контакторы *Н*. Как видно из схемы, направление тока в шунтовой и серийной обмотках не изменяется.

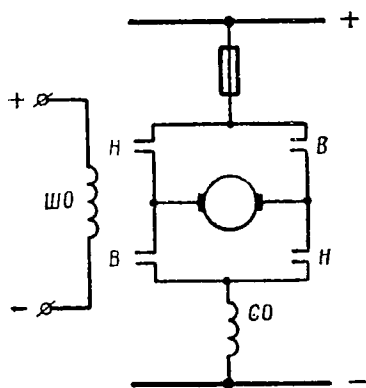


Рис. 10.33. Схема реверсирования двигателя смешанного возбуждения

Аналогичные схемы применяются для реверсирования двигателей параллельного и последовательного возбуждения.

2. Переключение обмотки возбуждения. Для реверсирования двигателей смешанного возбуждения необходимо переключить как серийную, так и шунтовую обмотку, поэтому схема реверсирования получается более сложной, чем в случае переключения якоря. Реверсирование двигателей параллельного, независимого и последовательного возбуждения переключением обмоток возбуждения осуществляется таким же количеством контакторов, что и при переключении якоря. Недостатком этого метода реверсирования по сравнению с реверсированием переключением якоря является более продолжительный реверс вследствие сравнительно большой постоянной времени цепи возбуждения.

Для осуществления реверса электродвигателей последовательного возбуждения они выполняются с двумя обмотками возбуждения, чем удается снизить число контакторов для реверсирования с четырех до двух или осуществлять ревер-

сирование однополюсным переключателем, как это было показано на рис. 10.5. В двухполюсном электродвигателе (мощность до 200 вт) обмотка правого вращения располагается на одном полюсе, а обмотка левого вращения — на другом. В четырехполюсном электродвигателе (мощность более 200 вт) обмотка правого вращения располагается на одной паре полюсов, обмотка левого вращения — на другой.

При сравнительно небольшой мощности электродвигателей, применяемых в авиации, увеличение их габаритов и веса вследствие наличия второй обмотки возбуждения компенсируется уменьшением числа контакторов, простотой и надежностью схемы управления и уменьшением количества проводов.

Для реверсирования асинхронных электродвигателей необходимо изменить направление вращения магнитного поля, что достигается изменением чередования фаз на зажимах обмотки статора.

Торможение электроприводов. Основными методами торможения электроприводов являются:

1. Механическое торможение, осуществляемое обычно с помощью муфт торможения, а также комбинированных муфт сцепления — торможения.

2. Электродинамическое торможение. Для осуществления электродинамического торможения двигателей постоянного тока цепь якоря отключается от сети и замыкается накоротко (иногда для ограничения тока якоря цепь последнего замыкается через добавочное сопротивление), обмотка же возбуждения остается присоединенной к сети. При этом двигатель начинает работать в генераторном режиме с независимым возбуждением, расходуя на возмещение тепловых потерь в цепи якоря и механических потерь запасенную вращающимися частями кинетическую энергию, что вызывает более быструю остановку исполнительного механизма по сравнению со свободным выбегом, когда запас кинетической энергии расходуется только на возмещение механических потерь.

Динамическое торможение отличается плавностью действия, однако эффективность его при малых скоростях вращения незначительна, в схемах же с самовозбуждением динамическое торможение при скоростях вращения ниже критической перестает действовать.

Регулирование скорости вращения электродвигателей

По условиям работы ряд исполнительных механизмов на летательных аппаратах требуют привода с изменяющейся скоростью вращения.

Из формулы

$$\omega = \frac{U - I_{\text{я}} R_{\text{я}}}{K_e \Phi} \quad (10.22)$$

следует, что при постоянном моменте скорость вращения электродвигателей постоянного тока можно регулировать или напряжением U , подводимым к зажимам электродвигателя, или сопротивлением в цепи якоря, или магнитным потоком Φ путем изменения тока возбуждения.

Эффективность способов регулирования определяется пределами (диапазоном), плавностью и экономичностью регулирования, а также простотой схемы регулирования.

1. Регулирование скорости вращения изменением сопротивления в цепи якоря возможно с помощью регулировочного сопротивления — реостата. При увеличении сопротивления в цепи якоря скорость вращения двигателя уменьшается. В двигателях параллельного возбуждения увеличение сопротивления в цепи якоря приводит к возрастанию наклона механической характеристики (рис. 10.8). В двигателях последовательного возбуждения при введении в цепь якоря добавочного сопротивления механические характеристики принимают вид, представленный на рис. 10.12. В обоих случаях изменение скорости вращения двигателя при изменении нагрузочного момента тем больше, чем больше сопротивление в цепи якоря.

Этот способ, хотя и отличается простотой, но не является экономичным из-за больших потерь энергии в реостате. Как плавное, так и ступенчатое (в зависимости от конструкции реостата) регулирование скорости вращения возможно в пределах не выше 1:5 и только ниже номинальной. Диапазон регулирования ограничивается как величиной допустимой жесткости механической характеристики (допустимым изменением скорости вращения при изменении нагрузки на валу), так и характером нагрузки на валу двигателя.

Регулирование скорости вращения с помощью сопротивления в цепи якоря применяется для авиационных электродвигателей небольшой мощности.

2. Регулирование скорости вращения изменением магнитного потока. Для регулирования скорости вращения изменением магнитного потока Φ в электродвигателях параллельного возбуждения в цепь возбуждения включается реостат, в электродвигателях последовательного возбуждения реостат включается параллельно обмотке возбуждения.

На рис. 10.34 представлены механические характеристики двигателя параллельного возбуждения при различных значениях потока возбуждения. Из рисунка видно, что характеристики пересекаются в точке, соответствующей моменту M_2 .

Если двигатель работает с нагрузкой $M_1 < M_2$, то уменьшение потока возбуждения от значения Φ_2 до значения Φ_1 вызывает увеличение скорости вращения. Если нагрузка двигателя больше M_2 , то уменьшение потока вызывает уменьшение скорости вращения. Следовательно, при постоянной величине нагрузочного момента при уменьшении потока возбуждения скорость вращения электродвигателя параллельного возбуждения в зависимости от нагрузки на валу может или увеличиваться (при M_1), или уменьшаться (при M_3).

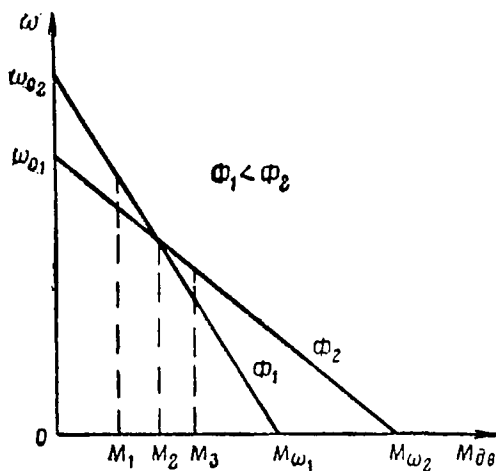


Рис. 10.34. Механические характеристики электродвигателя параллельного возбуждения (при различных значениях потока возбуждения)

При регулировании, связанном с увеличением скорости вращения в случае ослабления потока, минимальная скорость получается при номинальном потоке возбуждения. Так как увеличение потока возбуждения выше номинального значения ограничивается насыщением магнитной цепи и допустимой величиной тока возбуждения, то скорость при регулировании может изменяться лишь выше номинальной.

Пределы регулирования составляют 1:3. Максимальная скорость вращения, получаемая при уменьшении потока возбуждения, ограничивается следующими факторами. При постоянном моменте ослабление потока Φ вызывает увеличение тока якоря, так как $M_{\text{дв}} = K I_{\text{я}} \Phi = \text{const}$. Это может вызвать ухудшение коммутации тока под щетками. При регулировании скорости вращения потоком коммутация ухудшается также за счет увеличения в короткозамкнутой секции реактивной э. д. с., пропорциональной току и скорости вращения.

Этот способ позволяет экономично, просто и плавно регулировать скорость вращения двигателя в сторону увеличения ее от номинального значения. На летательных аппаратах он применяется в электроприводах некоторых топливных насосов.

При регулировании, связанном с уменьшением скорости вращения при ослаблении потока, скорость можно изменять почти от нуля до максимальной величины. Диапазон регули-

рования в этом случае выше, чем в первом. Однако этот способ неэкономичен.

На рис. 10.35 представлены механические характеристики электродвигателя последовательного возбуждения при различных значениях сопротивления, шунтирующего обмотку возбуждения. При постоянной величине нагрузочного момента с уменьшением сопротивления, шунтирующего обмотку возбуждения, поток возбуждения уменьшается и скорость вращения электродвигателя увеличивается.

Этот способ позволяет осуществлять экономичное регулирование скорости вращения в пределах, не превышающих 1:3 выше номинальной скорости. Так же как и в двигателях параллельного возбуждения, пределы регулирования ограничиваются условиями нагрева, коммутации и механической прочности.

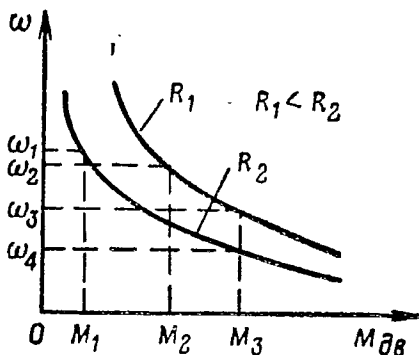


Рис. 10.35. Механические характеристики электродвигателя последовательного возбуждения при различных значениях сопротивления, шунтирующего обмотку возбуждения

3. Регулирование скорости вращения изменением напряжения, подводимого к зажимам электродвигателя. Для плавного регулирования скорости вращения электродвигателя в больших пределах применяют систему генератор — двигатель, которую сокращенно называют системой Г — Д (система Леонарда). Она состоит из трех электрических машин: генератора, питающего основной электродвигатель, вспомогательного электродвигателя, служащего для привода генератора, и основного (исполнительного) электродвигателя.

Система Г — Д позволяет экономично и плавно регулировать скорость вращения двигателя в пределах 1:20 и выше, изменять направление вращения основного электродвигателя изменением направления тока возбуждения генератора, а также ограничивать пусковой ток постепенным повышением напряжения генератора в период пуска. Недостатком системы является ее сложность.

Чтобы увеличить диапазон регулирования, в ряде случаев вместо генератора независимого возбуждения применяют электромашинный усилитель (ЭМУ).

4. Импульсное регулирование скорости вращения электродвигателей. Регулирование скорости вращения этим методом осуществляется периодическим из-

менением параметров двигателя или режимов его работы с помощью быстродействующих контакторов или других устройств.

На рис. 10.36 приведены схемы импульсного регулирования скорости вращения электродвигателей постоянного тока, в которых управление контакторами не показано. В течение времени t_3 контакты контактора замкнуты и электродвигатель

подключен к источнику питания непосредственно. В течение же времени t_p контакты контактора разомкнуты и электродвигатель обесточен (рис. 10.36, а и б) или подключен к источнику питания через добавочное сопротивление (рис. 10.36, в и г). Время цикла

$$t_{\text{ц}} = t_3 + t_p. \quad (10.23)$$

Относительная длительность непосредственного подключения электродвигателя к источнику электрической энергии (относительная замкнутость контактов) составляет

$$\tau_3 = \frac{t_3}{t_{\text{ц}}}. \quad (10.24)$$

Рассмотрим работу электродвигателя параллельного возбуждения при импульсном регулировании скорости

вращения (рис. 10.36, а). Считаем, что $t_{\text{ц}}$, τ_3 и M_c постоянны. За время первой части цикла t_3 электродвигатель, развивая вращающий момент больше статического, ускоряется до некоторой скорости ω_1 . Во время второй части цикла t_p происходит замедление электродвигателя от скорости ω_1 до скорости ω_2 , так как вращающий момент равен нулю. В последующие циклы работы системы происходят такие же явления. Так как обычно частота импульсов не ниже 10—15 гц, а двигатель и сцепленный с ним механизм имеют значительный момент инерции, амплитуда пульсации скорости получается небольшой и практически можно считать скорость вращения равной некоторой средней величине

$$\omega_{\text{ср}} = \frac{\omega_1 + \omega_2}{2}. \quad (10.25)$$

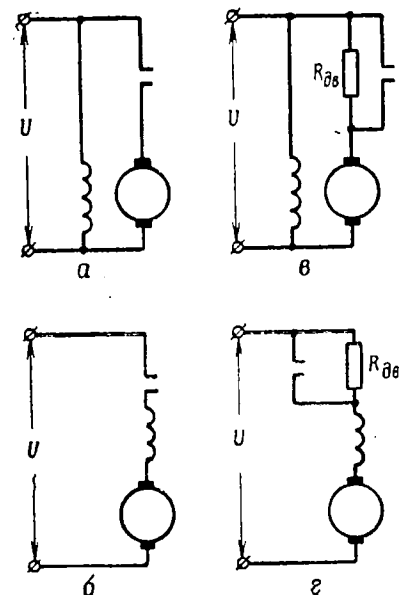


Рис. 10.36. Принципиальные схемы импульсного регулирования скорости вращения электродвигателей постоянного тока

Среднее значение вращающего момента за цикл работы равно статическому ($M_{\text{дв. ср}} = M_c$).

Изменением относительной замкнутости τ_z достигается возможность регулирования скорости вращения в довольно широких пределах. На рис. 10.37 приведены механические регулировочные характеристики. Они подобны механическим характеристикам при регулировании скорости вращения электродвигателя изменением сопротивления цепи якоря.

Основными достоинствами рассматриваемого метода являются простота и малый вес импульсного усилителя, а также его малая инерционность. Недостатками являются небольшой срок службы контактного устройства, малая жесткость характеристик, невозможность управления при холостом ходе, а также большие потери энергии в цепи якоря.

Импульсный метод регулирования скорости вращения применим и для двигателей переменного тока.

Импульсное регулирование скорости вращения применяется для двигателей малой мощности или при кратковременном режиме работы привода. Эти ограничения обуславливаются недостатками метода, которые были отмечены выше.

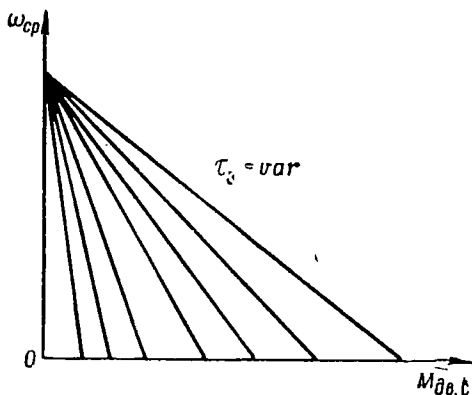


Рис. 10.37. Механические характеристики электродвигателя при импульсном регулировании

§ 10.7. РЕГУЛИРОВАНИЕ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ПРИБОРОВ

Простейшая схема регулирования скорости вращения двигателя постоянного тока с независимым возбуждением с помощью транзистора приведена на рис. 10.38. Принцип управления по этой схеме сводится к тому, что при изменении тока базы изменяется сопротивление перехода эмиттер — коллектор и, следовательно, сопротивление цепи якоря двигателя. Механические характеристики двигателя, соответствующие этой схеме, при различных значениях токов базы I_b приведены на рис. 10.39. Там же показана естественная характеристика двигателя, получающаяся при непосредственном подключении двигателя к сети с напряжением U . Из рисунка видно, что регулировочные характеристики состоят из двух

прямолинейных участков. Первый участок соответствует высокой жесткости, а второй участок, охватывающий больший диапазон регулирования скорости, — малой жесткости. Из рисунка также видно, что все характеристики выходят из одной точки на оси ординат, соответствующей скорости вращения при холостом ходе.

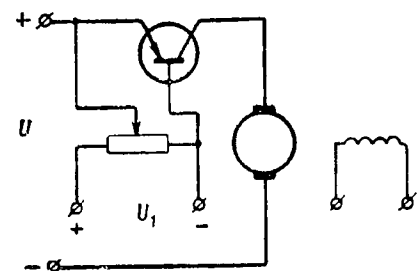


Рис. 10.38. Схема регулирования скорости вращения электродвигателя с помощью транзистора в цепи якоря

Следовательно, регулирование скорости возможно лишь под нагрузкой. Кроме того, недостатками этой простейшей схемы являются значительные тепловые потери и невозможность реверсирования воздействием на ток базы транзистора.

Для того чтобы иметь возможность не только регулировать скорость вращения, но и реверсировать двигатель, применяют мо-

стовые схемы, одна из которых показана на рис. 10.40. Якорь двигателя, получающий питание от источника тока

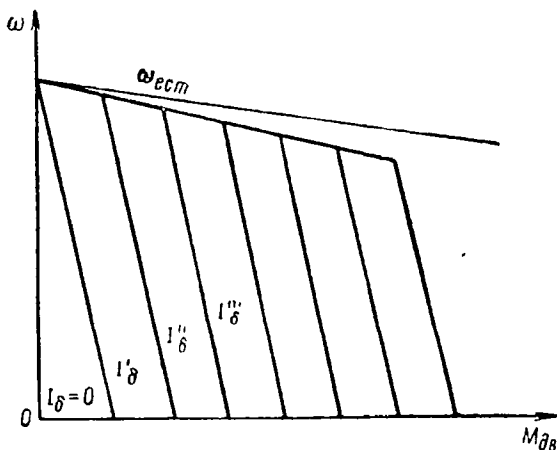


Рис. 10.39. Механические характеристики электродвигателя при управлении транзистором в цепи якоря

с напряжением U , включен в диагональ моста, образованного двумя транзисторами и двумя сопротивлениями R . Управляющие цепи транзисторов питаются через потенциометр от другого источника постоянного тока с напряжением U_1 . Если движок потенциометра находится в ней-

тральном положении, то оба транзистора заперты и двигатель неподвижен. Если же движок сдвинуть вверх или вниз от нейтрального положения, то верхний или нижний транзистор открывается и двигатель получает вращение в прямом или обратном направлении. Скорость вращения двигателя тем больше, чем больше смещение движка потенциометра от

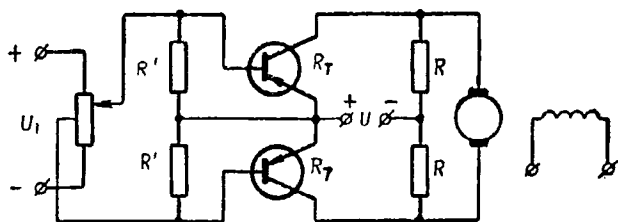


Рис. 10.40. Мостовая схема регулирования скорости вращения электродвигателя

нейтрального положения. Вместо потенциометра может быть применено и другое устройство, в котором вырабатывается сигнал управления, например тот или иной вид усилителя.

Наряду с простотой описанная схема имеет и недостатки, вытекающие из того, что как в цепи управления, так и в силовой цепи имеются балластные сопротивления R' и R . Наличие их вызывает излишние потери энергии и ухудшение механических характеристик.

На рис. 10.41 показана четырехтранзисторная мостовая схема, в которой нет балластных сопротивлений. Для приведения во вращение двигателя в прямом направлении воздействуют на цепи управления транзисторов T_1 и T_4 при запертых транзисторах T_2 и T_3 . При этом по обмотке якоря протекает ток в направлении, указанном на схеме сплошной стрелкой. Для получения обратного вращения управление ведется транзисторами T_2 и T_3 при запертых транзисторах T_1 и T_4 . В данном случае ток по цепи якоря протекает в направлении, указанном пунктирной стрелкой. Из схемы следует, что она совмещает две простейшие схемы, описанные выше, в связи с чем ей присущи те же недостатки: малая жесткость механических характеристик и большие тепловые

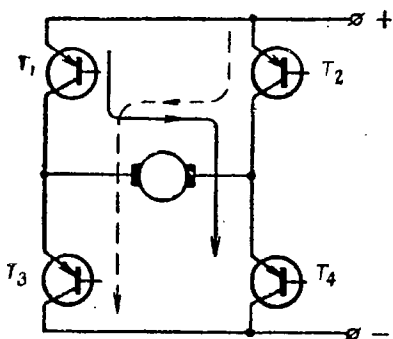


Рис. 10.41. Четырехтранзисторная мостовая схема регулирования скорости вращения электродвигателя

потери в транзисторах, особенно при малых скоростях вращения. Однако тепловые потери в транзисторах могут быть значительно уменьшены, если перейти от плавного управления транзисторами к ключевому режиму. Регулирование скорости вращения электродвигателя в этом случае осуществляется изменением соотношения запертого и открытого состояния транзисторов, т. е. импульсным методом. Открытый транзистор практически равноценен замкнутым контактам, а закрытый транзистор — разомкнутым контактам. Ра-

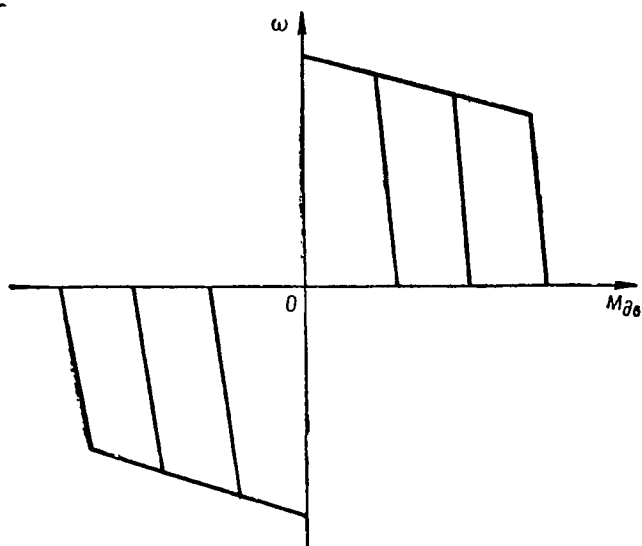


Рис. 10.42. Механические характеристики электродвигателя при управлении по четырехтранзисторной мостовой схеме

бота транзистора в режиме ключа практически не зависит от температуры. В ключевом режиме работы не требуется тщательный подбор транзисторов по их параметрам. Следовательно, устройства, в которых транзисторы используются в режиме ключа, являются перспективными, так как они просты, не требуют точной настройки, экономичны и надежны в работе.

Механические характеристики при регулировании по четырехтранзисторной схеме приведены на рис. 10.42.

Рассмотрим простейшую схему регулирования скорости вращения двигателя независимого возбуждения при импульсном воздействии на цепь якоря (рис. 10.43). Схема состоит из транзистора T , потенциометра управления, источника переменного напряжения повышенной частоты f и выпрямителя B , шунтирующего якорь двигателя. Возбуждение двигателя на схеме не показано, оно может быть как электро-

магнитным, так и от постоянных магнитов. Двигатель управляется воздействием на цепь эмиттер — база транзистора, к которой подводится суммарное напряжение источника переменного напряжения и управляющего напряжения U_y с потенциометра управления. В цепи эмиттер — база транзистора возникают импульсы тока, длительность которых изменяется с изменением напряжения U_y , а частота равна частоте f источника переменного напряжения. Величина импульсов тока в цепи эмиттер — база такова, что во время импульса

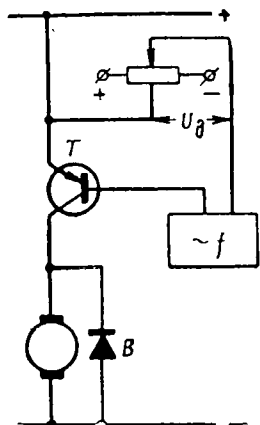


Рис. 10.43. Схема регулирования скорости вращения электродвигателя независимого возбуждения с помощью импульсов повышенной частоты

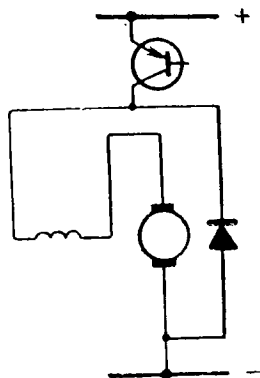


Рис. 10.44. Схема регулирования скорости вращения электродвигателя последовательного возбуждения

транзистор полностью открывается. Источник переменного напряжения имеет повышенную частоту такой величины, что период его на порядок меньше электрической постоянной времени обмотки якоря двигателя.

Принципиальное отличие работы этой схемы от обычных схем импульсного регулирования заключается в применении повышенной частоты импульсов. При указанном выше соотношении между периодом пульсации и постоянной времени цепи якоря, а также вследствие наличия шунтирующего обмотку якоря выпрямителя B ток в цепи якоря двигателя не имеет характера импульсов и практически постоянен. Последнее объясняется тем, что во время импульса в индуктивности цепи якоря накапливается энергия, а при запираании транзистора (во время паузы) э. д. с. самоиндукции поддерживает ток в цепи якоря — диод.

На рис. 10.44 приведена схема, аналогичная рассмотренной, но применительно к электродвигателю с последователь-

ным возбуждением. Цепь управляющих импульсов на схеме не показана, она может быть такой же, как и в предыдущем случае. Так как серпесная обмотка обладает значительной индуктивностью, то нет необходимости применять большую частоту импульсов.

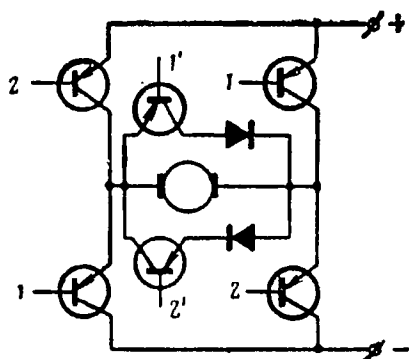


Рис. 10.45. Схема регулирования скорости вращения и реверсирования электродвигателя независимого возбуждения

Если требуется реверсировать двигатель с независимым возбуждением, то может быть применена схема, приведенная на рис. 10.45. При вращении двигателя в прямом направлении управляющие импульсы подаются на транзисторы 1, при этом транзистор 1' должен быть открыт, а транзисторы 2 и 2' закрыты. При вращении в обратном направлении на транзистор 2 подаются управляющие импульсы, транзистор 2' открыт, а транзисторы 1 и 1' закрыты.

Цепи управления на схеме не показаны, их конфигурация зависит от метода получения управляющих импульсов.

§ 10.8. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРИВОДА АГРЕГАТОВ И МЕХАНИЗМОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Электропривод насосов

На летательных аппаратах электроприводы широко применяются для приведения в действие различного рода топливных насосов: подкачивающих, перекачивающих и пусковых.

Подкачивающие топливные насосы служат для создания предварительного давления на входе основных топливных насосов высокого давления, размещенных на силовых установках. Необходимость создания предварительного давления вызывается, во-первых, тем, что не на всех самолетах топливо поступает самотеком, и, во-вторых, тем, что на больших высотах без предварительного давления не может быть обеспечена нормальная работа насосов высокого давления. В качестве подкачивающих насосов применяются насосы центробежного типа серий ПН, ПНВ и ЭЦН.

Насосы серии ПН представляют собой топливоподкачивающие электроприводные насосы центробежного типа, выполненные за одно целое с электродвигателем МБП-3. Насосы выпускаются трех типов: ПН-45, ПН-45И и ПН-45Т,

отличающиеся друг от друга только режимами работы. Электродвигатель МБП-3 — четырехполюсный, последовательного возбуждения, взрывобезопасный. Для обеспечения взрывобезопасности щеткодержатели двигателя закрыты пробками, ввернутыми в приливы щита. Кроме этих пробок в щите имеется пробка, сквозное отверстие которой заполнено прокладками из мелкой металлической сетки, плотно стянутыми между собой. Через эту пробку внутренняя полость электродвигателя сообщается с окружающей средой, благо-

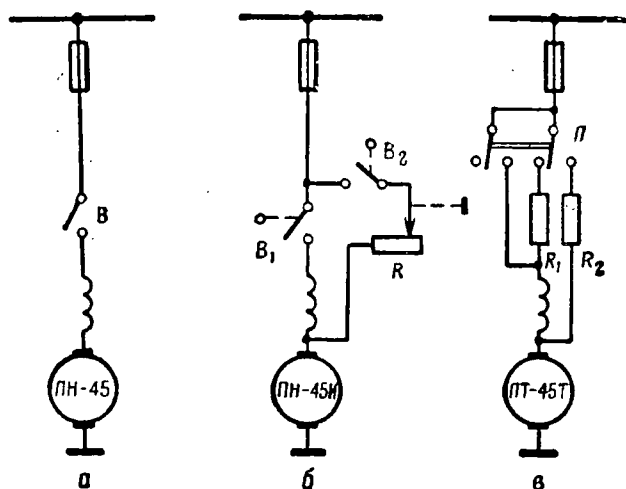


Рис. 10.46. Электрические схемы управления топливоподкачивающими насосами серии ПН

даря чему пары топлива, проникшие внутрь электродвигателя, могут выходить наружу. При этом в случае вспышки топливных паров внутри электродвигателя, например вследствие искрения щеток, взрыв полностью локализуется внутри электродвигателя, не распространяясь в окружающую среду.

Насос ПН-45 работает только в одном нормальном режиме. Управление им осуществляется обычным выключателем B (рис. 10.46, а).

Насос ПН-45И (рис. 10.46, б) работает в нормальном и форсированном режимах. Управление им осуществляется одной ручкой с помощью реостата R и двух выключателей B_1 и B_2 . При движении ручки прослушивается один щелчок. Это означает, что первый выключатель B_1 включился. Как видно из рисунка, электродвигатель в этом случае вступает в нормальный режим работы. Дальнейшее движение ручки вызывает второй щелчок и включение второго выключателя B_2 , при этом параллельно обмотке возбуждения включается

сопротивление реостата R . Перемещением ручки реостата можно уменьшать параллельно подключенное сопротивление, что вызывает уменьшение тока в цепи обмотки возбуждения и повышение скорости вращения двигателя. Этим осуществляется перевод насоса на форсированный режим, при котором производительность его увеличивается с 4500 до 8000 л/час. Работать на форсированном режиме двигатель может не более 15 мин через каждые 2 час нормальной работы. Полностью выводить сопротивление реостата недопустимо и поэтому ход ручки ограничивается специальным упорным винтом.

Управление насосом ПН-45Т (рис. 10.46, в), работающим в ослабленном и форсированном режимах, производится переключателем P . Ослабленный режим работы осуществляется включением последовательно в цепь якоря постоянного по величине сопротивления R_1 (0,7 ом), форсированный режим работы насоса — включением параллельно обмотке возбуждения сопротивления R_2 (0,4 ом).

Подкачивающие насосы серии ПНВ рассчитаны для работы в высотных условиях. Приводятся они во вращение двигателями серии МГП (МГП-100, МГП-180, МГП-500А и др.), предназначенными для работы внутри бака. Поэтому двигатели герметичны. Охлаждение насоса производится топливом, омывающим снаружи герметичный защитный колпак электродвигателя. По своему устройству все электродвигатели серии МГП аналогичны, но отличаются электрической схемой. Так, у двигателя МГП-500А смешанное возбуждение, и он допускает два режима работы: нормальный (основной) и форсированный. Для перехода с основного режима на форсированный электродвигатель переключается со смешанного возбуждения на параллельное. Двигатель типа МГП-180, применяемый для привода наиболее распространенного насоса ПНВ-2, выполнен с последовательным возбуждением.

Подкачивающие электрические центробежные насосы ЭЦН имеют электродвигатели серии МВ. Наибольшее распространение получили насосы с двигателем МВ-650 и его модификациями (МВ-650А, МВ-650Т и др.). Электродвигатель — четырехполюсный, параллельного возбуждения, с двумя обмотками. Он допускает работу в трех режимах: ослабленном, нормальном и форсированном. Для включения насоса в ослабленный режим работы питание подается на обе согласно действующие обмотки возбуждения. Суммарный магнитный поток — максимальный, скорость вращения — минимальная. Для перевода насоса в нормальный режим питания подается только на одну обмотку возбуждения. Для включения насоса на форсированный режим питание подается также на одну обмотку возбуждения, но в ее цепь включается в этом случае добавочное сопротивление, при этом

скорость вращения электродвигателя достигает максимальной величины. Насосы ЭЦП предназначены для внебакового расположения и охлаждаются ветрянкой, насаженной на вал.

Перекачивающие топливные насосы предназначены для перекачки топлива из одного бака в другой или из одной группы баков в другую. На современных самолетах встречаются перекачивающие насосы типа ПЦР и БПК-4.

Насос ПЦР помимо своего основного назначения используется также и в качестве насоса подкачки топлива. Насос ПЦР — центробежного типа, приводится во вращение четырехполюсным взрывобезопасным электродвигателем МП-100Б последовательного возбуждения.

Насос БПК-4 — коловратного типа, приводится во вращение четырехполюсным реверсивным электродвигателем параллельного возбуждения Д-200. Реверсирование двигателя осуществляется изменением направления тока в обмотке возбуждения.

Пусковые топливные насосы предназначаются для подачи топлива к пусковым форсункам авиационного двигателя при запуске. Это обычно насосы коловратного типа или шестеренчатые, обеспечивающие необходимое давление на выходе форсунки. Они включаются автоматически при работе схемы запуска авиадвигателя.

Примером пускового насоса может служить насос ПНР-45Б, в котором используется двигатель смешанного возбуждения типа Д-150.

Электропривод топливных кранов

На летательных аппаратах встречается большое количество электромеханизмов различных по назначению, конструкции, мощности и характеристикам. Электромеханизмами называются комплексные агрегаты, состоящие из двигателя, механической передачи, устройства для фиксированной остановки и т. д. По виду выходных устройств их можно разделить на механизмы вращательного и поступательного действия.

Для дистанционного привода топливных кранов клапанного типа применяются электромеханизмы вращательного действия МЗК-2 и МЗК-3.

Электромеханизм МЗК-2 (рис. 10.47) состоит из следующих основных элементов: реверсивного электродвигателя 9 последовательного возбуждения типа Д-12ТУ с тормозной муфтой 10, редуктора 8, фрикционной муфты 3 и панели концевых выключателей 7. Редуктор планетарного типа, пятиступенчатый, с общим передаточным числом $i=3275,91$. Первые три ступени расположены непосредственно за электродвигателем, четвертая ступень — между панелью концевых выключателей

чателей и фрикционной муфтой, а пятая — за фрикционной муфтой. Фрикционная муфта состоит из шести стальных и шести металлокерамических дисков и имеет шариковый стабилизатор.

Для открытия крана переключатель Π ставится в положение «Откр.». При этом напряжение бортовой сети через замкнутый концевой выключатель подается на одну из обмоток возбуждения электродвигателя, обмотку якоря и на обмотку электромагнитной муфты торможения. Муфта сраба-

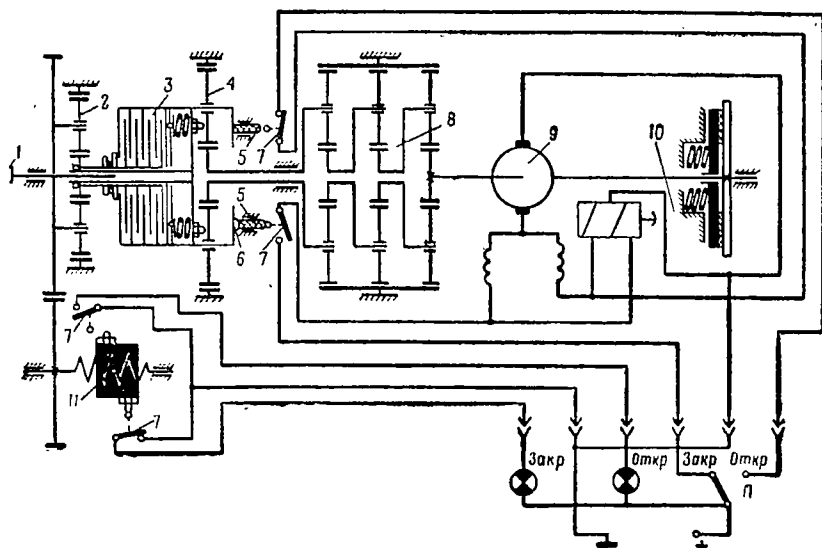


Рис. 10.47. Электрокинематическая схема электромеханизма типа МЗК-2: 1 — выходной вал; 2 — пятая ступень планетарного редуктора; 3 — фрикционная муфта; 4 — четвертая ступень планетарного редуктора; 5 — толкатели; 6 — торцовый кулачок; 7 — концевые выключатели; 8 — трехступенчатый планетарный редуктор; 9 — электродвигатель; 10 — электромагнитная муфта торможения

тывает, и вращательное движение вала электродвигателя передается через редуктор и фрикционную муфту на выходной вал механизма. При повороте выходного вала на требуемый угол замыкается контакт сигнальной лампы и при упоре выходного вала в ограничитель топливного крана фрикционная муфта механизма пробуксовывает. Пробуксовывание происходит до тех пор, пока торцовый кулачок, укрепленный на обойме фрикционной муфты, своим выступом на нажмет на один из толкателей, который разомкнет контакт панели и электрическую цепь. При включении другой обмотки возбуждения электродвигателя выходной вал электромеханизма вращается в противоположную сторону.

Величина угла поворота выходного вала механизма регулируется ограничителями, установленными в топливном кране.

Электромеханизм МЗК-3 (рис. 10.48) состоит из следующих основных узлов: реверсивного электродвигателя 6 последовательного возбуждения типа Д-40Т с тормозной муфтой, редуктора 5 и панели концевых выключателей. Редуктор двухступенчатый, внешнего зацепления, с общим передаточным числом $i=30,25$. На противоположном конце выходного вала находится червяк, сцепленный с червячным колесом, который в свою очередь связан с ходовым винтом. По резьбе ходового винта возвратно-поступательно перемещается поводок, перебрасывающий в крайних положениях концевые вы-

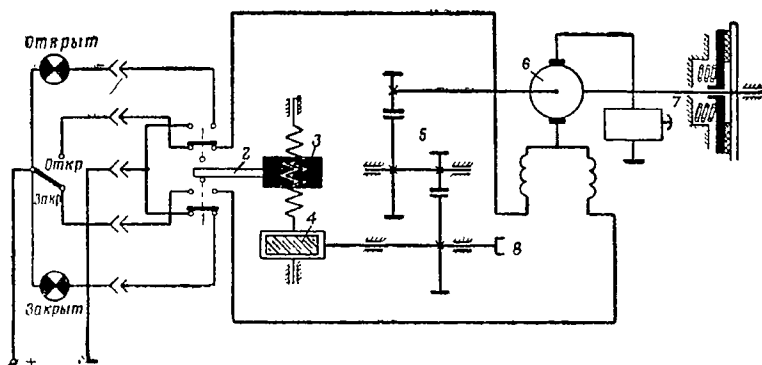


Рис. 10.48. Электрокинематическая схема электромеханизма типа МЗК-3:

1 — концевые выключатели; 2 — поводок; 3 — ходовой винт; 4 — червячная пара; 5 — двухступенчатый редуктор внешнего зацепления; 6 — электродвигатель; 7 — электромагнитная муфта торможения; 8 — выходной вал

ключатели. Концевые выключатели разрывают цепь питания двигателя, замыкают цепь соответствующей сигнальной лампы и подготавливают схему к обратному действию.

Электропривод шасси

Шасси самолета служит для посадки, взлета, стоянки и руления. Все современные скоростные самолеты в целях уменьшения лобового сопротивления и увеличения скорости полета снабжаются убирающимися в полете шасси. По своему конструктивному исполнению самолеты оборудуются шасси, имеющими три точки опоры. Уборка шасси обычно производится либо по размаху (чаще колесами к фюзеляжу), либо по хорде крыла с движением колес назад или вперед.

Различают групповой и индивидуальный приводы шасси. При групповом приводе выпуск и уборка ног шасси выполняются одним приводным агрегатом через систему передачи движения. В настоящее время этот вид привода применяется весьма редко и только на небольших самолетах. При инди-

видуальном приводе каждая нога шасси имеет свой приводной агрегат. Этот вид привода наиболее распространен.

По виду используемой энергии различают электромеханические, гидравлические и воздушные системы привода.

Электромеханический привод шасси представляет собой мощный электромеханизм вращательного действия, приводящий в движение винтовой подъемник, который, сокращаясь или удлиняясь, убирает или выпускает ногу шасси. Кинематика уборки или выпуска шасси довольно сложная, особенно на самолетах тяжелого типа, где вместо одного или спаренных колес применяются тележки с четырьмя или восемью колесами. При этом уборка таких тележек сопровождается поворотом их на 180° .

Во всех системах привода предусматривается аварийный выпуск. Раньше для этой цели основные электромеханизмы дублировались. На современных отечественных самолетах для снижения веса привода при сохранении высокой надежности его действия применяются электромеханизмы с двумя электродвигателями, работающими одновременно через два редуктора на суммирующую дифференциальную передачу.

Электродвигатели питаются независимо один от другого — каждый от своей системы шин. В аварийном режиме один электродвигатель может обеспечить выпуск ноги шасси. Такие электромеханизмы вращательного действия получили наименование электромеханизмов повышенной надежности.

Для контроля за положением ног шасси предусматривается электрическая сигнализация: для каждой ноги — по одной лампе зеленого цвета и на все ноги — одна лампа красного цвета. Лампа зеленого цвета горит только тогда, когда нога находится в положении «Выпущено».

Для привода основной, или главной, ноги шасси применяются электромеханизмы МПШ-16М и МПШ-18М; для привода подкрыльных стоек шасси — МПШ-17М; для привода створок gondoly шасси — МСШ-2. В качестве привода хвостовой предохранительной опоры применяют электромеханизм поступательного действия МП-250.

Электромеханизм МПШ-16М (рис. 10.49) состоит из двух электродвигателей со встроенными электромагнитными муфтами сцепления — торможения, трех планетарных редукторов, суммирующей дифференциальной передачи, фрикционной муфты и ручного привода.

При уборке шасси электродвигатели работают с последовательным возбуждением. При выпуске шасси момент статического сопротивления, создаваемый главным образом аэродинамическими силами и силами веса, может быть не только небольшим, но и иметь отрицательное значение. Во избежание чрезмерного повышения скорости вращения электродви-

гателей они работают в этом случае со смешанным возбуждением.

Когда подается напряжение на электродвигатели при уборке или выпуске шасси, одновременно подается питание и на обмотки электромагнитных муфт сцепления — торможе-

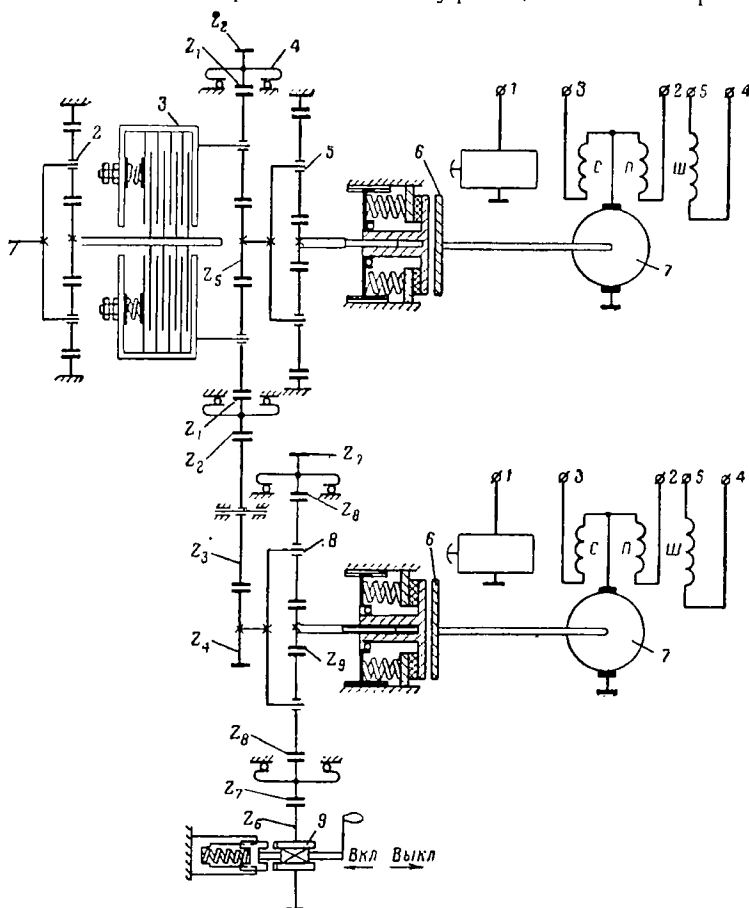


Рис. 10.49. Электрокинематическая схема электромеханизма МПШ-16М:

1 — выходной вал; 2 — выходной планетарный редуктор; 3 — фрикционная муфта; 4 — суммирующая дифференциальная передача; 5 — верхний планетарный редуктор; 6 — электромагнитная муфта сцепления — торможения; 7 — электродвигатель; 8 — нижний планетарный редуктор; 9 — ручной привод

ния этих электродвигателей. Срабатывание электромагнитной муфты обеспечивает сцепление вала электродвигателя с редуктором.

Вращение от электродвигателей на выходной вал передается соответственно через два планетарных редуктора,

суммирующую дифференциальную передачу, фрикционную муфту и выходной планетарный редуктор. Суммирующая дифференциальная передача является связующим звеном между верхним и нижним редукторами и служит для суммирования скоростей вращения электродвигателей при их одновременной работе.

На рис. 10.50 представлена принципиальная электрическая схема управления приводом основной ноги шасси. Положение концевых выключателей на схеме соответствует выпущенной ноге.

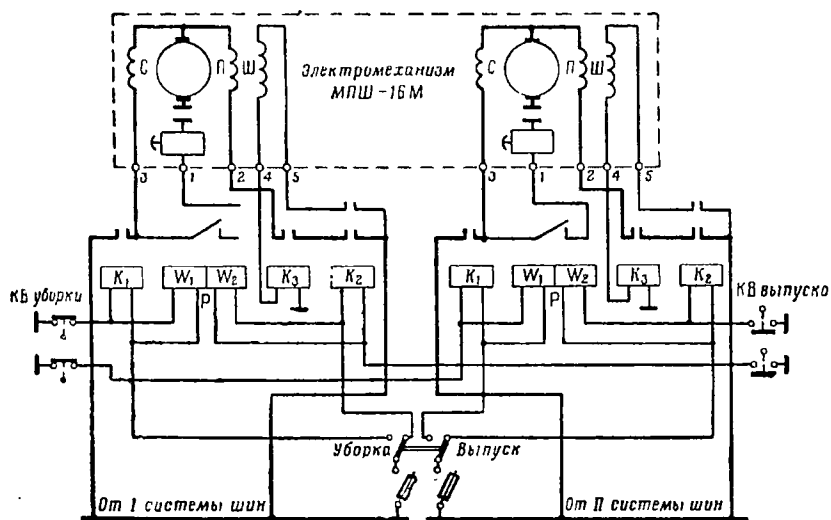


Рис. 10.50. Электрическая схема управления приводом шасси

При установке переключателя в положение «Уборка» питание через замкнутые концевые выключатели уборки подается на обмотки контакторов K_1 и обмотки W_1 реле P . Замыкание контактов контактора подключает к сети электродвигатели, а контактов реле — обмотки электромагнитных муфт. Механизм вступает в работу, производя уборку основной ноги шасси. Как только нога отойдет от своего выпущенного положения, замкнутся концевые выключатели выпуска, подготавливая схему для обратного действия. Когда нога шасси будет полностью убрана, разомкнутся концевые выключатели уборки, электродвигатели и обмотки электромагнитных муфт отключатся от сети. Одновременно будет подано напряжение на электромеханизм МСШ-2, под действием которого начнут закрываться створки гондолы шасси.

Электромеханизм МПШ-16М передает движение ноге шасси через несамотормозящийся винтовой подъемник.

Поэтому в рассматриваемой системе фиксация положения ноги при выключенном электродвигателе достигается тем, что выходной вал механизма затормаживается муфтой сцепления — торможения.

При выпуске ноги после открытия створок гондолы шасси напряжение подается на обмотки контакторов K_2 и обмотки W_2 реле P . Срабатывание контактора замыкает цепь питания параллельной обмотки возбуждения $Ш$ двигателя, в цепь которой включена обмотка контактора K_3 . Как только контактор K_3 сработает, вступит в работу электродвигатель механизма, так как будет подано питание на пусковую обмотку $П$ и обмотку якоря; через последовательную обмотку $С$ питание будет подано на обмотку электромагнитной муфты. Такое включение обмотки электромагнитной муфты при выпуске ноги (через последовательную обмотку $С$) способствует увеличению магнитного потока двигателя и уменьшению его скорости вращения.

Включение обмотки контактора K_3 последовательно с параллельной обмоткой электродвигателя производится в целях повышения надежности работы схемы. В случае обрыва цепи параллельной обмотки с помощью контактора K_3 обесточивается якорная цепь электродвигателя и цепь электромагнитной муфты, предотвращая чрезмерное возрастание скорости вращения вследствие резкого снижения магнитного потока. Входной вал редуктора этого электродвигателя затормаживается. При этом второй электродвигатель через свой редуктор продолжает работу на выпуск шасси, но скорость вращения выходного вала электромеханизма будет в два раза меньше, чем при работе обоих электродвигателей.

Операция выпуска заканчивается размыканием соответствующих конечных выключателей.

Электромеханизм МПШ-18М отличается от электромеханизма МПШ-16М только конструкцией редуктора.

Электромеханизм МПШ-17М имеет также незначительные отличия от электромеханизма МПШ-16М: у него отсутствует ручной привод и электродвигатель механизма при выпуске подкрыльных стоек шасси работает с параллельным возбуждением, а не со смешанным.

Электромеханизм МСШ-2 отличается от электромеханизма МПШ-16М следующим: электродвигатель имеет симметричный реверс, работая в обоих направлениях с последовательным возбуждением; в качестве выходного редуктора вместо планетарного используется угловая передача, состоящая из двух конических шестерен; отсутствуют ручной привод и фрикционная муфта; обмотки электромагнитной муфты сцепления — торможения включены параллельно якорю двигателя и не имеют независимых выводов.

Основные технические данные электромеханизмов, используемых в системах привода шасси, приведены в табл. 10.1, помещенную ниже.

Электропривод закрылков и посадочных щитков. Закрылки и щитки служат для изменения кривизны профиля и увеличения несущей поверхности крыла (выдвижные закрылки).

Тяжелые транспортные самолеты, бомбардировщики и другие самолеты не в состоянии произвести взлет без уста-

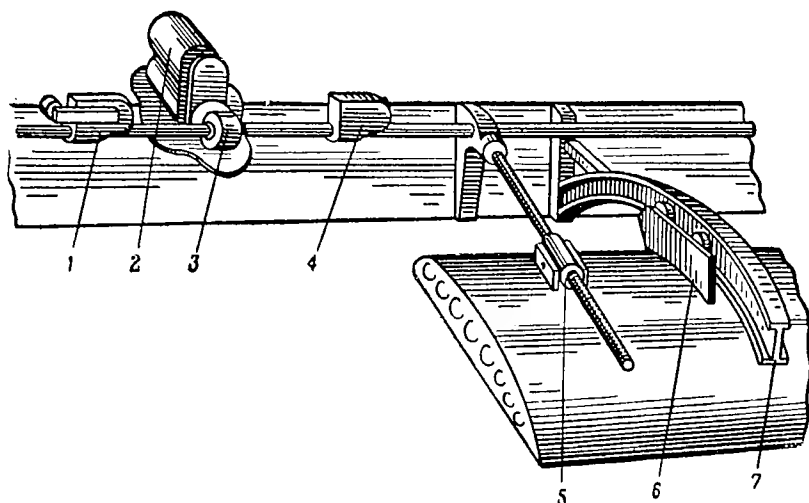


Рис. 10.51. Элементы кинематики управления закрылками:

1, 4 — концевые выключатели; 2 — электромеханизм; 3 — коробка передач; 5 — подъемник; 6 — каретка; 7 — рельс

новки закрылков на взлетный угол. В равной степени это относится и к посадке самолета, так как посадка без закрылков очень опасна.

Кинематика привода закрылков почти на всех современных самолетах принципиально одинакова. На рис. 10.51 показана схема управления закрылками. Электромеханизм 2 через коробку передач 3 соединен с трубчатым валом, служащим для привода в движение винтовых подъемников. Винтовой подъемник 5 состоит из пары конических шестерен, винта и гайки. При работе электромеханизма вращение передается валу. Вал в свою очередь вращает винт подъемника. При этом гайка, соединенная с закрылком, двигаясь поступательно вдоль нарезки винта, выдвигает (убирает) закрылки. Каретка перемещается по рельсу 7. Такой привод носит название группового привода, так как с помощью одного электромеханизма приводится в движение несколько закрылков. На трубчатых валах установлены механизмы концевых

выключателей 1 и 4, обеспечивающие выключение электромеханизма в крайних положениях.

Выпуск закрылков для взлета обычно производится на 20° , а для посадки — на 30 или 45° .

В качестве электромеханизмов для привода закрылков применяются механизмы вращательного действия повышенной надежности МПЗ-3М, МПЗ-5, МПЗ-12, МПЗ-16 и др.

Принципиальное устройство всех электромеханизмов привода закрылков одинаково и подобно устройству электромеханизмов МПШ. Они состоят из следующих основных узлов: двух реверсивных электродвигателей со встроенными электромагнитными муфтами сцепления — торможения, двух планетарных редукторов, суммирующей дифференциальной передачи, углового редуктора, фрикционной муфты и ручного привода. Электродвигатели механизмов МПЗ в отличие от механизмов МПШ имеют симметричный реверс. Управление ими осуществляется нажимными переключателями и поэтому закрылки могут быть остановлены в любом промежуточном положении. Для контроля угла выпуска закрылков и щитков они снабжаются датчиком указателя положения. Схемы управления механизмами МПЗ также предусматривают звуковую сигнализацию, в случае если закрылки не будут установлены на взлетный угол.

Основные технические данные электромеханизмов МПЗ приведены в таблице 10.1.

Электропривод фары

Одним из распространенных в настоящее время электромеханизмов привода управляемых фар является электромеханизм вращательного действия МПФ-6.

Электромеханизм МПФ-6 (рис. 10.52) состоит из следующих основных элементов: двухобмоточного электродвигателя последовательного возбуждения Д-12ТФ со встроенной муфтой торможения, редуктора, фрикционной муфты, концевых выключателей, специального контактного устройства и ограничителя угла выпуска сектора, который на схеме не показан. Электромеханизм имеет основной и вспомогательный редукторы. Основной редуктор состоит из одной пары внешнего зацепления с паразитной шестерней, четырех ступеней планетарной передачи и шестерни, находящейся в зацеплении с выходным сектором. Вспомогательный редуктор состоит из одной ступени внешнего зацепления и винтовой пары. Фрикционная муфта дискового типа с шариковым предохранителем расположена между четвертой ступенью планетарной передачи и шестерней, входящей в зацепление с выходным сектором.

Электромеханизм МПФ-6 работает следующим образом. При установке переключателя Π_1 на «Выпуск» питание через концевой выключатель BK_1 подается на электродвигатель и электромагнитную муфту торможения. Вращение от электродвигателя через редуктор и фрикционную муфту передается на выходной сектор, который выдвигает лампу-фару. Одновременно с выдвижением фары вращается ходовой винт.

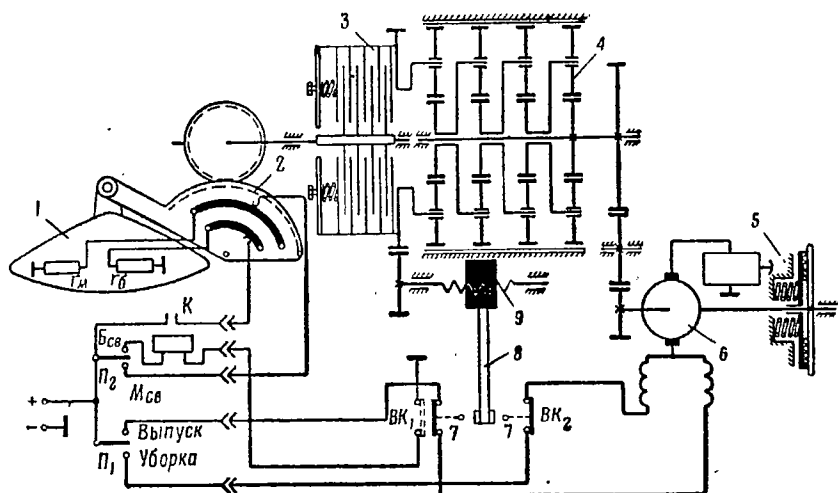


Рис. 10.52. Электрокинематическая схема электромеханизма МПФ-6:
1 — фара; 2 — зубчатый сектор; 3 — фрикционная муфта; 4 — редуктор; 5 — электромагнитная муфта торможения; 6 — электродвигатель; 7 — концевые выключатели; 8 — поводок; 9 — винтовая пара

В крайнем выпущенном положении лампы-фары поводок винтовой пары нажимает на кнопку концевой выключателя BK_1 . При этом цепь электродвигателя разрывается и подготавливается цепь для срабатывания контактора K («Большой свет»).

При установке переключателя Π_1 в положение «Уборка» схема работает так же, как при выпуске лампы-фары. Поводок в крайнем убранном положении фары, размыкая контакты концевой выключателя BK_2 , разрывает цепь питания электродвигателя.

Переключатель Π_2 предназначен для включения лампы-фары на «Малый свет» и на «Большой свет». При установке переключателя Π_2 в положение $M_{св}$ питание подается на нить накала r_m ; при установке этого переключателя в положение $B_{св}$ контактор K срабатывает (при полностью выпущенной лампе-фаре) и питание подается на нить накала r_6 .

Электропривод триммеров

Применение электропривода для управления триммерами рулей направления, высоты и элеронов значительно облегчает управление самолетом. Для привода триммеров, как правило, применяются электромеханизмы поступательного действия серий УТ и МП.

Из электромеханизмов серии УТ рассмотрим электромеханизм УТ-6Д (рис. 10.53). Он предназначен для привода триммеров руля высоты и элеронов. Электромеханизм состоит из двухобмоточного электродвигателя 1 последовательного возбуждения, шестиступенчатого редуктора 3 внешнего зацепления, фрикционной муфты 2, выходного устройства (рейка 4) и контактного устройства для сигнализации нейтрального положения триммера. Управление механизмом осуществляется нажимным переключателем, что позволяет ставить триммер в любое положение в пределах угла его поворота.

Электромеханизм УТ-6Д не имеет контактной системы ограничения крайнего положения триммера. При предельном отклонении триммера, что соответствует крайнему положению рейки, происходит пробуксовка фрикционной муфты, перемещение триммера прекращается, но электродвигатель вращается, пока не будет отключен. Фрикционная муфта установлена после первой ступени редуктора. Величина момента пробуксовки регулируется пружиной.

Так как электромеханизм управляется с помощью нажимного переключателя, на рукоятку которого производится обычно кратковременный нажим, то практически, когда триммер приходит в одно из крайних положений, электродвигатель работает лишь кратковременно и температура его частей не может превысить допустимую величину. В то же время в связи с отсутствием концевых выключателей конструкция электромеханизма получается более простой, а надежность работы его более высокой, чем в электромеханизмах с концевыми выключателями.

При подаче питания на электромеханизм вращающий момент от электродвигателя передается через фрикционную муфту и редуктор на рейку. Рейка через тягу приводит в движение триммер.

Когда электромеханизм УТ-6Д используется для привода триммера руля высоты, то в схему включается сигнальная лампа нейтрального положения. В этом случае при нахождении рейки в среднем положении, как это показано на рис. 10.53, замыкаются контакты сигнальной лампы 7.

В некоторых электромеханизмах серии УТ (например, УТ-11 — электромеханизм вращательного действия) отключение электродвигателя в крайних положениях осуществ-

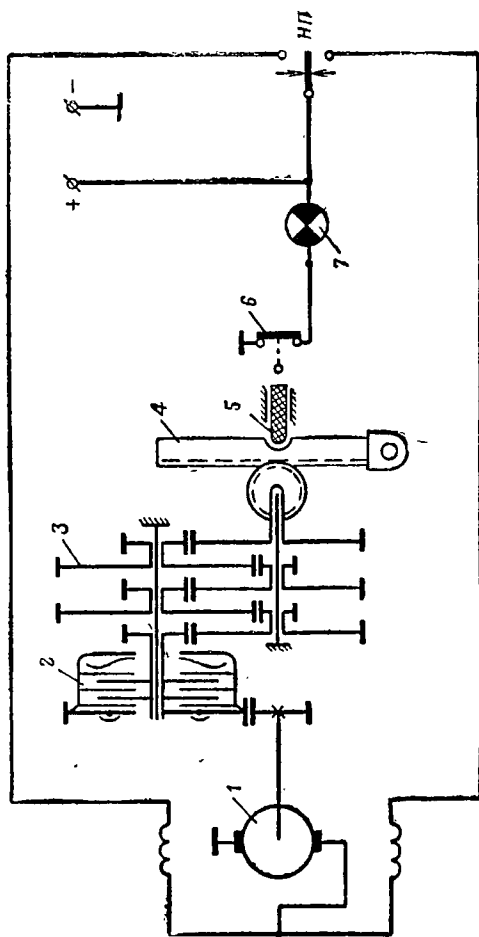


Рис. 10.53. Электромеханическая схема электромеханизма УТ-6Д:
1 — электродвигатель; 2 — фрикционная муфта; 3 — релюктор; 4 — рейка; 5 — толка-
тель; 6 — контактное устройство; 7 — сигнальная лампа

вляется концевыми выключателями, установленными вне электромеханизма. В таких электромеханизмах фрикционная муфта отсутствует, но для более точной фиксации выходного вала устанавливают электромагнитную муфту сцепления.

Электромеханизмы серии МП (МП-100А, МП-100М, МП-100АД и другие) предназначены для привода триммеров элеронов рулей высоты и направления. Электромеханизм типа МП-100 (рис. 10.54) состоит из электродвигателя 9, ре-

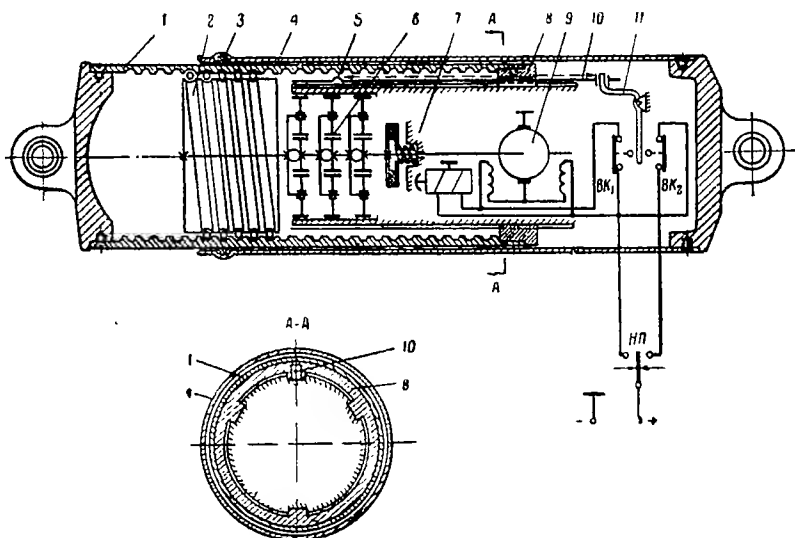


Рис. 10.54. Электрокинематическая схема электромеханизма МП-100:

1 — гайка шариковой винтовой пары; 2 — винт шариковой винтовой пары; 3 — сальник-уплотнитель; 4 — корпус; 5 — выступ на поводке; 6 — редуктор; 7 — электромагнитная тормозная муфта; 8 — шлицевая втулка; 9 — электродвигатель; 10 — поводок; 11 — двухплечий рычаг

дуктора 6, шариковой или роликовой винтовой пары и узла концевых выключателей. Электродвигатель — двухполюсный, последовательного возбуждения с однополюсным реверсом, с встроенной электромагнитной муфтой торможения. Электродвигатели электромеханизмов серии МП отличаются друг от друга только габаритами и данными обмоток. Редуктор представляет собой три ступени планетарного типа. Сателлитовые шестерни всех трех ступеней обкатываются по одной и той же неподвижной венцовой шестерне.

В механизмах МП-100А, МП-100АД и других применяются шариковые винтовые пары; в механизмах МП-100М — роликовые винтовые пары.

Для сигнализации нейтрального положения триммера в некоторых электромеханизмах смонтирован специальный

Основные технические данные электромеханизмов поступательного действия

Параметр	Тип электромеханизма					
	УТ-2М	УТ-6Д	МП-100А	МП-100АД	МП-100М	МП-100Л
Тип электродвигателя	МУ-55	МУ-110	Д-4ТН	Д-8Т	Д-4ТА	Д-8Т
Нагрузка на выходное устройство, кг:						
номинальная	20	20	100	100	100	100
максимальная	40	40	150	150	150	200
Потребляемый ток при номинальной нагрузке, а	1,8	0,75	1,35	2,3	2,0	2,4
Ход выходного устройства, мм	16,2	21,6	36—80	36—80	10—80	20—80
Время движения выходного устройства из одного крайнего положения в другое, сек	60	30	—	—	—	—
Скорость движения выходного устройства, мм/сек	—	—	1,65	2,2	2,295—3,105	2,75
Передаточное число редуктора	1365	3749	275	275	176	275
Вес электромеханизма, кг . .	1,7	1,0	3,2	3,2	1,7	2,1
						6,2
						173
						4,2

Примечание. Значения нагрузки и хода выходного устройства выражаются в таблице внесистемными единицами, что соответствует паспортным данным электромеханизмов.

контактный узел. При замыкании контактов переключателя на выпуск или уборку штока электромеханизма напряжение от бортовой сети через концевой выключатель подается на обмотку электромагнитного тормоза и через соответствующую обмотку возбуждения — на якорь электродвигателя. Электромагнит срабатывает и освобождает якорь от торможения. Вращение от электродвигателя через редуктор передается валу, жестко связанному с вкладышем шариковой пары. В результате вращения винта гайка-выходной шток движется в продольном направлении, так как вращению ее противодействует шлицевая втулка, скользящая в продольных пазах неподвижного корпуса.

В крайних положениях штока электродвигатель отключается концевым выключателем BK_1 или BK_2 , в зависимости от направления вращения. При движении штока на выпуск упор на шлицевой втулке штока на своем пути встречает выступ 5 поводка 10 и отклоняет рычаг 11, который нажимает на выключатель BK_2 . При уборке упор отклоняет рычаг 11 в обратную сторону — срабатывает BK_1 . Тормозная электромагнитная муфта обеспечивает быструю остановку вала электродвигателя при его отключении от источника питания и тем самым предотвращает дополнительное перемещение штока электромеханизма за счет инерционного выбега.

Электромеханизмы поступательного действия серии МП выполняются на различные мощности и применяются не только для привода триммеров, но и для привода хвостовой пяты, люков мотогондол, в системах автоматического управления стабилизатором и других устройствах.

Все механизмы серии МП конструктивно выполняются почти одинаково. Они имеют вид закрытых цилиндров и отличаются большим удобством монтажа, малыми габаритами и высоким к. п. д. передачи.

Основные технические данные некоторых электромеханизмов поступательного действия приведены в табл. 10.2.

§ 10.9. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СЛЕДЯЩЕМ ЭЛЕКТРИЧЕСКОМ ПРИВОДЕ

Следящим электроприводом называется электропривод, осуществляющий с той или иной степенью точности перемещения, задаваемые каким-либо маломощным чувствительным устройством, которое само по себе функцию привода выполнять не может.

Во многих объектах авиационного оборудования возникает необходимость в воспроизведении одним устройством перемещений другого устройства при отсутствии механической связи между ними. Стволы оружия самолета, например, воспроизводят движение оси радиолокационной антенны, а

ось радиолокационной антенны воспроизводит движение цели. В ряде объектов осуществляется слежение исполнительных органов за изменением физических параметров, например в системе управления входными устройствами турбореактивного двигателя, где положение конуса и створок определяется режимом полета.

Необходимость воспроизведения перемещений на расстоянии увеличивается при развитии комплексной автоматизации управления летательным аппаратом.

Каждый следящий электропривод состоит из ряда звеньев, среди которых всегда имеются измеритель рассогласования, усилитель и электродвигатель.

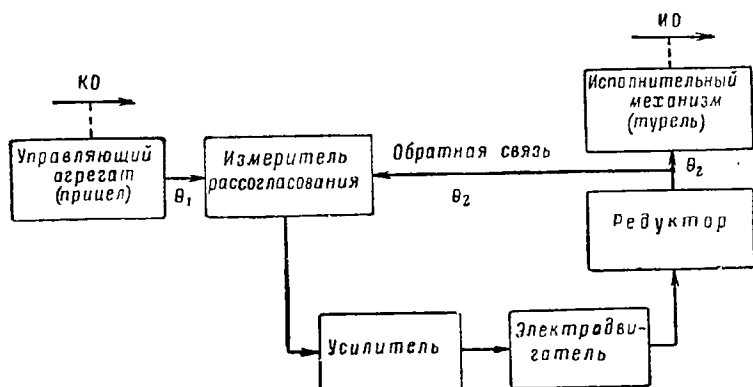


Рис. 10.55. Функциональная схема следящего электропривода

Принцип действия следящего привода можно пояснить на функциональной схеме привода артиллерийских установок самолета (рис. 10.55). Один вал, вращение которого задается устройством, не входящим в следящий привод, называется ведущим (командная ось — KO) или задающим; второй, повторяющий с помощью следящего привода движение первого (следящий за ним), называется принимающим (исполнительная ось — $ИО$). Сравнение угла поворота исполнительной оси θ_2 с углом поворота командной оси θ_1 осуществляется измерителем рассогласования. Появляющееся при работе привода рассогласование между положением командной оси и исполнительной оси $\delta = \theta_1 - \theta_2$ преобразуется измерителем рассогласования в электрическую величину — напряжение, которое подается на вход усилителя. С изменением угла рассогласования должна изменяться и величина напряжения на выходе измерителя рассогласования. Однако напряжение, поступающее на вход усилителя, должно определять не только величину рассогласования, но и направление рассогласования. Поэтому при изменении направления угла

- рассогласования должна изменяться полярность выходного напряжения (если датчик рассогласования дает напряжение постоянного тока) или фаза напряжения на 180° (если датчик дает напряжение переменного тока).

Усиленное напряжение, а в некоторых случаях и преобразованное в форму, необходимую для управления приводом, подается на электродвигатель. Последний поворачивает исполнительный механизм в сторону, соответствующую уменьшению угла рассогласования. Одновременно с поворотом исполнительной оси обратная связь передает угол ее поворота θ_2 на измеритель рассогласования, где происходит вычитание $\theta_1 - \theta_2$. При $\theta_1 = \theta_2$ напряжение на входе усилителя становится равным нулю и движение привода прекращается.

В настоящее время в следящих системах применяются в основном следующие измерительные устройства:

а) сельсинная схема, состоящая из сельсин-датчика и сельсин-приемника, работающих в трансформаторном режиме;

б) схема с вращающимися трансформаторами;

в) потенциометрическая схема.

Основные показатели работы измерительного устройства, которые кладутся в основу выбора той или другой схемы, следующие:

- собственная инструментальная погрешность;
- допустимая скорость вращения;
- применение переменного или постоянного тока;
- срок службы;
- конструктивные особенности (размеры, вес и т. д.).

В авиационных следящих системах в качестве исполнительных двигателей обычно применяются электрические двигатели двух типов:

а) двигатели постоянного тока с управлением со стороны возбуждения и со стороны якоря;

б) двухфазные асинхронные двигатели переменного тока с повышенным сопротивлением ротора.

Двухфазные асинхронные двигатели применяются в мало-мощных следящих системах.

Типы усилителей в следящих системах встречаются самые разнообразные: электронные, магнитные, электромашинные, усилители на полупроводниковых приборах, релейные и др. Часто в одном следящем приводе имеется несколько типов усилителей, например, электронный и электромашинный, электронный и магнитный, усилитель на полупроводниковых приборах и релейный и другие варианты.

К основным характеристикам усилительного устройства относятся наряду с коэффициентом усиления, величиной выходной мощности, формой характеристики также инерционность и зона нечувствительности.

Усилительное устройство в ряде случаев одновременно с усилением осуществляет и преобразование входного сигнала. Примером подобного преобразования является преобразование сигнала переменного тока на входе усилителя в пропорциональную величину напряжения постоянного тока на выходе с полярностью, определяемой фазой входного напряжения.

При рассмотрении конкретных схем следящих электроприводов будем их классифицировать по типу усилителя мощности, так как он в значительной степени определяет конструкцию и некоторые характеристики всего следящего устройства.

В зависимости от вида характеристик звеньев все следящие электроприводы можно разделить на линейные и нелинейные. Линейными следящими приводами называются такие приводы, динамические процессы в которых можно описать линейными дифференциальными уравнениями. Это соответствует случаю, когда все звенья привода имеют линейные характеристики. Однако реальные характеристики звеньев чаще бывают нелинейные.

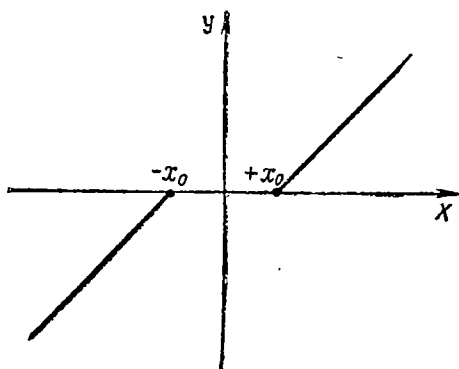


Рис. 10.56. Зона нечувствительности

Из типовых нелинейностей, распространенных в звеньях следящих электроприводов, можно отметить следующие: зона нечувствительности, зона насыщения, люфт, сухое трение.

Статическая характеристика звена, имеющего нелинейность типа зоны нечувствительности, показана на рис. 10.56. Для звена с зоной нечувствительности изменение входной величины x в некоторых пределах $-x_0 < x < +x_0$ не вызывает изменения выходной величины y . Зоной нечувствительности обладают различные усилители и электродвигатели следящих электроприводов.

Характеристика звена с зоной насыщения показана на рис. 10.57. Нелинейность типа зоны насыщения заключается в том, что при некотором критическом значении входной величины x выходная величина достигает предельного значения $y_{\text{пр}}$. После этого дальнейшее увеличение входной величины не вызывает изменения выходной величины. Зоной насыщения обладают усилители и электродвигатели, а также другие реальные звенья следящих электроприводов.

Для многих следящих электроприводов, имеющих типовые нелинейности, путем усреднения характеристик звеньев или перехода к малым отклонениям можно составить линейные дифференциальные уравнения, результат решения которых дает достаточно точное представление о процессах, происходящих при работе привода. Такие следящие приводы относятся к классу линейных. Характерной особенностью линейного следящего привода является непрерывность управления при пропорциональности вращающего момента (или, что то же самое, скорости вращения) исполнительного двигателя углу рассогласования.

$$M_{\text{дв}} = K\delta. \quad (10.26)$$

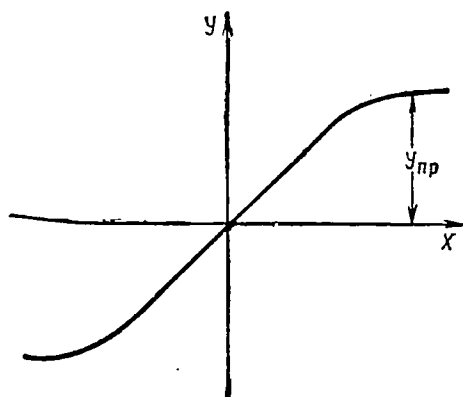


Рис. 10.57. Зона насыщения

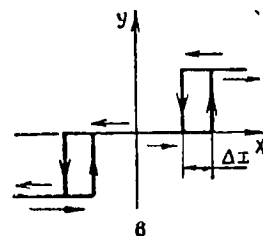
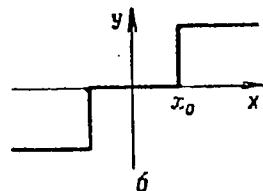
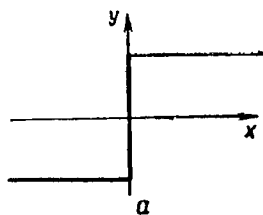


Рис. 10.58. Характеристики релейного усилителя:

а — без зоны нечувствительности; б — с зоной нечувствительности; в — с учетом коэффициента возврата и зоной нечувствительности

Следует заметить, что применяются следящие системы, в которых управление ведется по производной или интегралу от угла рассогласования и по другим более сложным зависимостям.

Линейный следящий привод с пропорциональным управлением обеспечивает плавность работы и позволяет получать высокую точность воспроизведения.

Применение в следящей системе элементов с разрывными или релейными характеристиками (рис. 10.58) — релейных усилителей — исключает возможность описать в целом поведение такой системы линейными дифференциальными урав-

нениями с постоянными коэффициентами. Таким образом, наличие в системе привода релейного усилителя делает ее существенно нелинейной и такой следящий привод называется релейным.

Выходная величина y релейного усилителя представляет собой последовательные прямоугольные импульсы, длительность которых и знак зависят только от знака входной величины x относительно нулевого значения (рис. 10.59). При наличии зоны нечувствительности релейный элемент срабатывает при прохождении входной величиной некоторого постоянного значения (рис. 10.60). Релейные усилители имеют высокий коэффициент усиления по мощности.

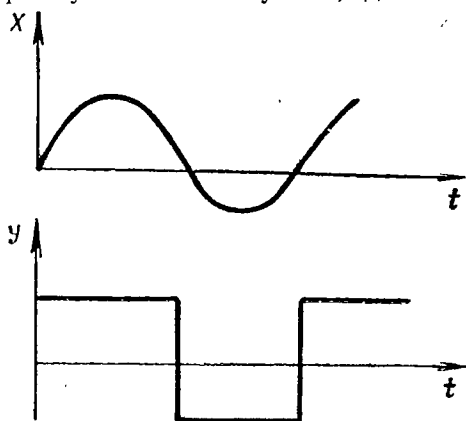


Рис. 10.59. График изменения входной и выходной величин релейного элемента без зоны нечувствительности

Особенность релейного следящего привода состоит в том, что до тех пор, пока угол рассогласования не достигнет некоторой величины (практически всегда имеется зона нечувствительности), напряжение на исполнительный двигатель не подается, а при возрастании угла рассогласования до определенной величины исполнительный двигатель включается на полное напряжение. Полярность напряжения на двигателе определяется знаком угла рассогласования. Исполнительный двигатель после включения вращается со скоростью и ускорением, величины которых зависят только от параметров самого двигателя, момента инерции и момента сопротивления в системе и совершенно не зависят от величины угла рассогласования.

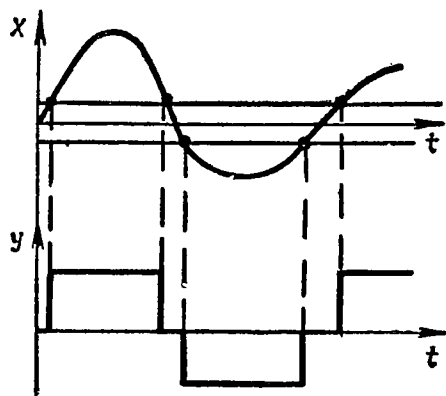


Рис. 10.60. График изменения входной и выходной величин релейного элемента с зоной нечувствительности

Релейные следящие электроприводы получили широкое распространение на ЛА. По сравнению с линейными следящими электроприводами они значительно проще по схеме и конструкции, имеют меньшие вес и габариты, большее быстродействие. К недостаткам релейных следящих электроприводов можно отнести небольшую динамическую точность из-за колебаний величины угла рассогласования, даже при постоянной скорости вращения задающей оси, и трудность применения релейного принципа для следящего электропривода большой мощности из-за ограниченной мощности релейного усилителя. В связи с этим релейные следящие электроприводы применяются главным образом не в режиме синхронного вращения, а в режиме отработки угла.

§ 10.10. ЛИНЕЙНЫЙ СЛЕДЯЩИЙ ЭЛЕКТРОПРИВОД С ПРОПОРЦИОНАЛЬНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

На самолетах, особенно на тяжелых, находит применение силовой следящий электропривод с пропорциональным управлением (электропривод турелей, локационных антенн и др.).

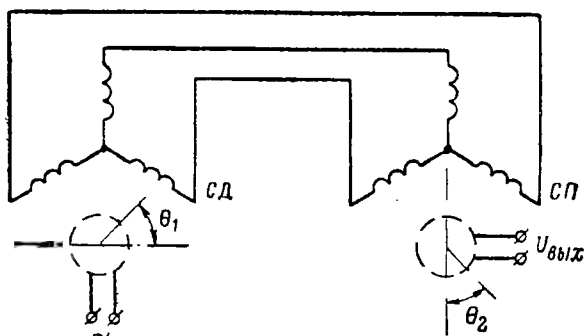


Рис. 10.61. Трансформаторная сельсинная схема измерения угла рассогласования

Измерителем рассогласования такого следящего электропривода служит сельсинная схема (рис. 10.61), состоящая из сельсин-датчика СД и сельсин-приемника СП, работающих в трансформаторном режиме. Схема обеспечивает возможность производить дистанционное измерение угла рассогласования между командной и исполнительной осями и, что очень важно, может длительно работать в условиях непрерывного вращения и неограниченного диапазона углов.

Сельсин состоит из двух основных частей: статора и ротора. На одной из частей (в большинстве случаев на роторе) расположена однофазная обмотка, на другой части размещены три обмотки, оси которых сдвинуты в простран-

стве на угол 120° . Конструкция статора *СП* идентична конструкции статора *СД*. Ротор *СД* всегда имеет явно выраженные полюсы, а ротор некоторых типов *СП* имеет неявно выраженные полюсы.

Обмотка ротора *СД*, вал которого соединен с командной осью, подключается к источнику переменного тока. Обмотка ротора *СП*, связанного с исполнительной осью, соединяется с нагрузкой, представляющей собой входное сопротивление усилителя. Переменный ток, проходящий по обмотке ротора *СД*, создает пульсирующий вдоль оси обмотки ротора магнитный поток. Этот поток наводит в обмотках статора *СД* переменные электродвижущие силы, величина которых определяется углом между осью полюсов ротора и осью соответствующих фаз статорной обмотки. Трехфазные статорные обмотки *СД* и *СП* соединяются между собой. Следовательно, электродвижущие силы, наведенные в фазах статора *СД*, создают в трехфазной цепи сельсинов токи. Эти токи, протекая по соответствующим фазам трехфазной обмотки *СП*, создают в его воздушном зазоре пульсирующий магнитный поток, направление оси которого относительно осей соответствующих фаз совпадает с направлением оси полюсов обмотки возбуждения *СД*.

Согласованным положением роторов *СД* и *СП* является положение, при котором его углы поворота относительно осей одних и тех же фаз отличаются на 90° .

При повороте ротора *СД* из согласованного положения на однофазной обмотке *СП* возникает напряжение $U_{\text{вых}}$, амплитуда (и действующее значение) которого изменяется по синусоидальному закону (рис. 10.62) в функции угла рассогласования:

$$U_{\text{вых}} = k \sin (\theta_1 - \theta_2) = k \sin \delta, \quad (10.27)$$

где k — коэффициент пропорциональности.

В тех случаях, когда $\delta < 20^\circ$,

$$U_{\text{вых}} = k\delta. \quad (10.28)$$

Если теперь на тот же угол и в ту же сторону повернуть ротор *СП* (рис. 10.61), то напряжение его однофазной обмотки снова станет равным нулю и это будет означать, что роторы *СД* и *СП* находятся в новом согласованном положении. При изменении знака (направления) угла рассогласования между роторами *СД* и *СП* фаза выходного напряжения сельсинной схемы изменяется на 180° .

Основной характеристикой сельсинной трансформаторной схемы является крутизна кривой выходного напряжения. Параметры обмоток сельсинов, работающих в трансформаторном режиме, обычно таковы, что максимальная величина действующего напряжения сигнала на однофазной обмот-

ке *СП*, соответствующая углу рассогласования 90° , составляет 50—100 в. В этом случае коэффициент пропорциональности при малых углах рассогласования равен 0,5—1,5 в/град.

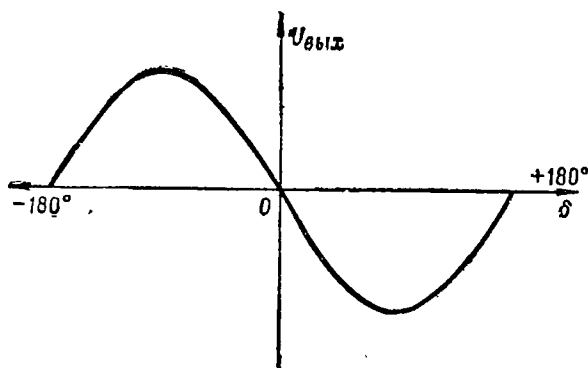


Рис. 10.62. Характеристика выходного напряжения трансформаторной сельсинной схемы

Сельсинная схема измерения угла рассогласования позволяет легко осуществлять введение в систему следящего привода дополнительных поправок. Поправочный угол вводится с помощью дифференциального сельсина, который от-

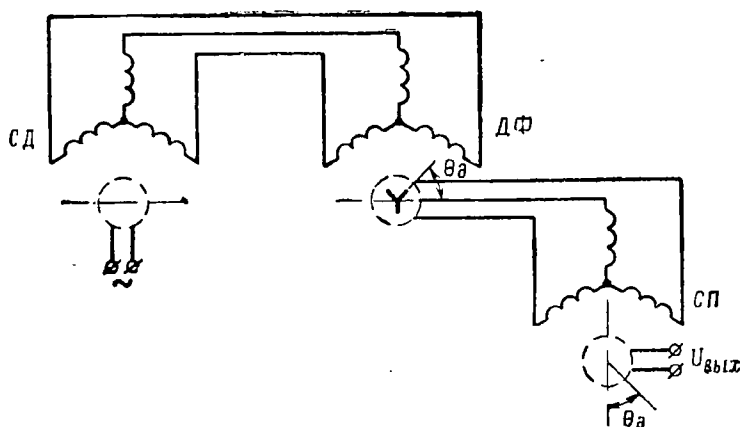


Рис. 10.63. Включение дифференциального сельсина в трансформаторную сельсинную схему

личается от обычного сельсина тем, что у него обе обмотки — статорная и роторная — трехфазные. Схема включения дифференциального сельсина *ДФ* в трансформаторную сельсинную схему представлена на рис. 10.63.

Если оси фаз обмоток ротора и статора $ДФ$ совпадают (нулевое положение, соответствующее $\theta_d=0$), то $ДФ$ работает как обычный трансформатор, не изменяя направления результирующего магнитного потока в $СП$. При повороте ротора $ДФ$ из нулевого положения на трехфазной обмотке статора $СП$ изменяются соотношения линейных напряжений и в результате ось потока в $СП$ поворачивается на угол, равный углу поворота ротора $ДФ$. Чтобы на однофазной обмотке ротора $СП$ не было напряжения, ротор надо повернуть из согласованного положения на угол, равный углу поворота ротора $ДФ$ — θ_d . Таким образом, положение ротора $СП$, в котором выходное напряжение $U_{\text{вых}}$ обращается в нуль, определяется алгебраической суммой перемещений роторов $СП$ и $ДФ$.

Для полной характеристики схемы с сельсинами, работающими в трансформаторном режиме, необходимо ввести понятие о погрешности схемы в определении согласованного положения роторов сельсин-датчика и сельсин-приемника и соответственно согласованного положения командной и исполнительной осей.

Для точной работы сельсинной схемы необходимо, чтобы в согласованном положении, т. е. когда роторы сельсинов взаимно повернуты на угол 90° ($\delta=0$), напряжение на однофазной обмотке $СП$ равнялось нулю. Однако вследствие погрешностей, присущих сельсинной схеме, в согласованном положении на обмотке ротора $СП$ может быть напряжение, которое определяет собой наличие статической ошибки. У серийных сельсинов типа КС-1, КС-2 эти ошибки могут достигать $\pm 1^\circ$. Статическая погрешность всякой измерительной схемы, в том числе сельсинной, в основном определяет статическую погрешность всей следящей системы.

В целях увеличения точности измерения угла рассогласования употребляется двойная сельсинная схема (рис. 10.64). Схема состоит из двух сельсин-датчиков ($СДГ$ и $СДТ$) грубого и точного отсчета и соответственно двух сельсин-приемников (трансформаторов — $СПГ$ и $СПТ$) грубого и точного отсчета. Сельсины грубого отсчета связаны с командной и исполнительной осями механической передачей с передаточным числом, равным единице. Сельсин-датчик точного отсчета связан с сельсин-датчиком грубого отсчета механической передачей с передаточным числом, большим единицы, и таким же передаточным числом связаны между собой сельсин-приемники $СПГ$ и $СПТ$.

Схема привода конструируется таким образом, что установка исполнительной оси в согласованное положение производится по сигналам сельсинов системы точного отсчета. Система грубого отсчета осуществляет управление приводом только при больших углах рассогласования.

Рассмотрим работу двойной схемы измерения рассогласования. Пусть командная ось повернулась на угол θ_1 . В этом случае ротор *СДГ* повернется также на угол θ_1 , а ротор *СДТ* — на больший угол $i\theta_1$, где i — передаточное

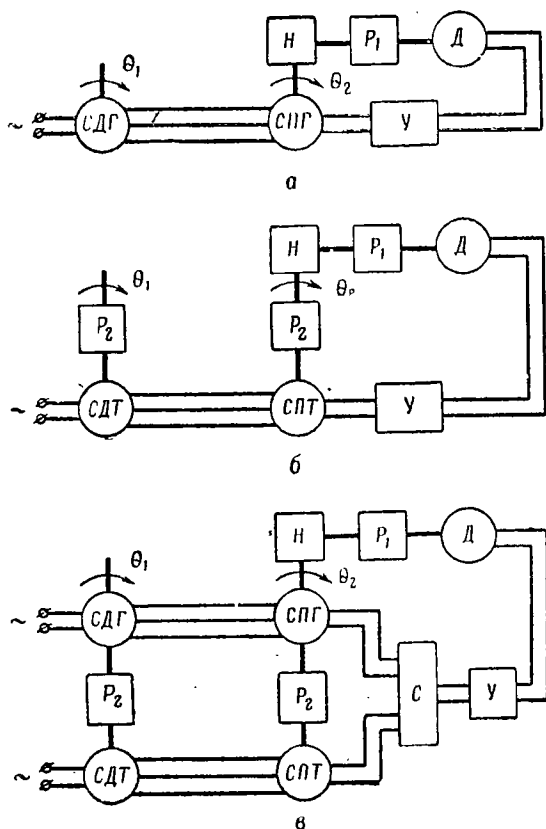


Рис. 10.64. Функциональная схема следящего электропривода с измерительной схемой:

а — грубого отсчета; б — точного отсчета; в — грубого и точного отсчета;

СДГ — сельсин-датчик грубый; СДТ — сельсин-датчик точный; СПГ — сельсин-приемник грубый; СПТ — сельсин-приемник точный; С — селектор; Р — редуктор; У — усилитель; Д — двигатель

число между сельсинами грубого и точного отсчета (редуктор P_2).

Пусть сельсины, работающие в схеме точного отсчета, имеют собственную погрешность $\Delta\delta$ в определении согласованного положения роторов датчика и приемника. Следящий привод, обрабатывая заданный угол, повернет ротор *СПТ* на угол $i\theta_1 + \Delta\delta$, отличающийся от угла поворота ротора

СДТ на величину погрешности схемы $\Delta\delta$. В этом случае сама исполнительная ось окажется повернутой на угол

$$\theta_2 = \theta_1 + \frac{\Delta\delta}{i} \quad (10.29)$$

и разность углов поворота командной и исполнительной осей составит

$$\theta_1 - \theta_2 = \frac{\Delta\delta}{i}. \quad (10.30)$$

Таким образом, при двойной схеме измерения рассогласования ошибка самой сельсинной схемы в определении согласованного положения командной и исполнительной осей уменьшается в число раз, равное передаточному числу между СДТ и исполнительной осью.

Однако одна точная система не может обеспечить работу следящего привода. Из рис. 10.65, а и 10.65, б следует, что при управлении одной этой системой имеется несколько устойчивых положений привода (через каждые $\frac{360}{i}$ градусов рассогласования). Правильная работа привода при любых углах рассогласования обеспечивается грубой системой отсчета, которая создает одно устойчивое положение привода, соответствующее согласованному положению командной и исполнительной осей.

Очевидно, что правильная фазировка управляющего сигнала может быть обеспечена при работе точного канала в пределах $\frac{180^\circ}{i}$. Если на вход усилителя подать сумму управляющих напряжений сельсинных схем точного и грубого отсчета, то при определенных значениях угла рассогласования сигнальное напряжение сельсинной схемы точного отсчета может оказаться в противофазе с напряжением сельсинной схемы грубого отсчета, что приведет к нарушению правильной работы схемы управления.

Следовательно, необходимо, чтобы при малых углах рассогласования напряжение сельсинов грубого отсчета отключалось и действовало лишь напряжение сельсинов точного отсчета, а при больших углах рассогласования отключалось или срезалось напряжение сельсинов точного отсчета и управление переходило к системе грубого отсчета. Эта операция выполняется специальным элементом, называемым селектором.

Применяются следующие схемы селектора: с неоновыми лампами, с реле и нелинейными сопротивлениями. Наибольшее распространение имеют первые две схемы, которые в основе работы имеют один и тот же принцип, заключающийся в том, что при некотором угле рассогласования происходит переключение с одного канала измерения на другой.

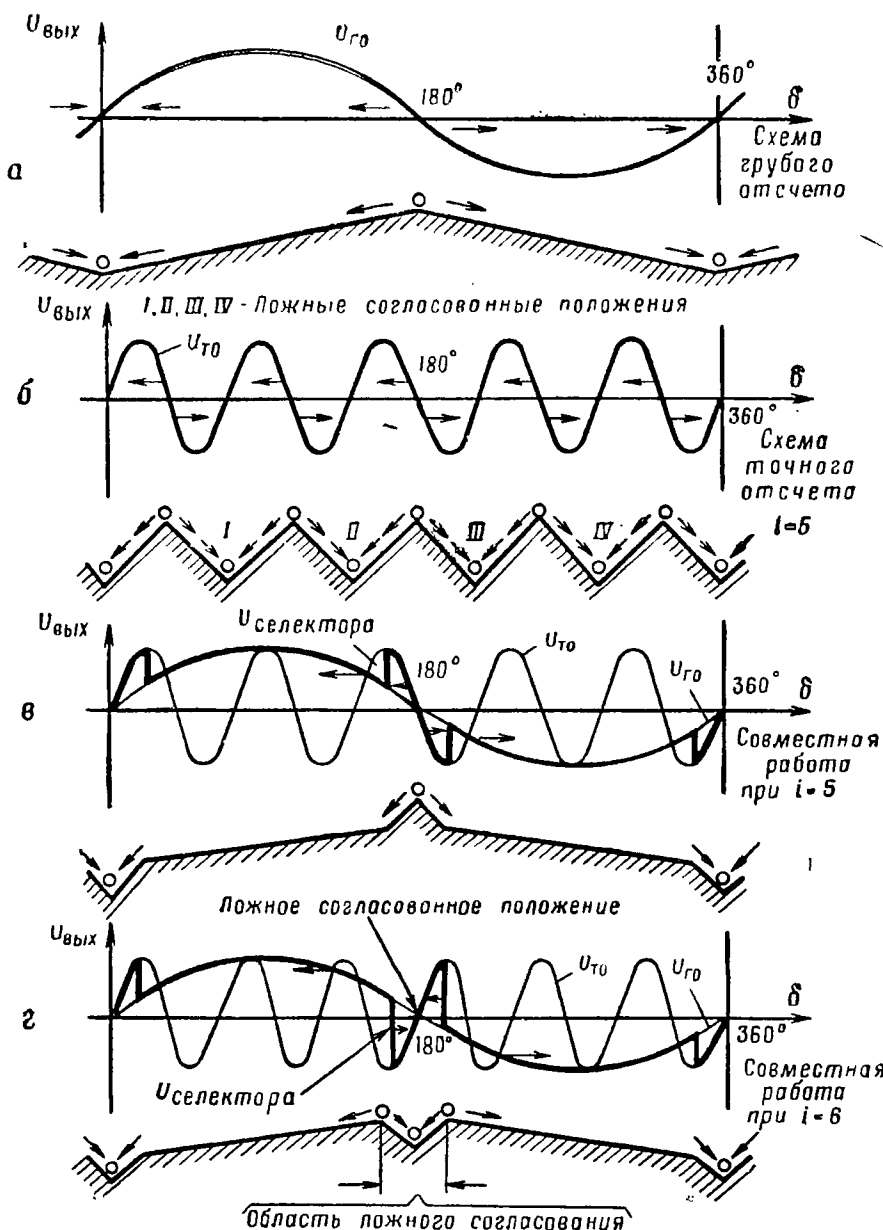


Рис. 10.65. Зависимость напряжения на выходе измерительной схемы грубого отсчета, точного отсчета и селектора от угла рассогласования

В схеме с неоновыми лампами переключение происходит в момент их зажигания. В схеме с реле переключение происходит в момент срабатывания реле, которое отключает от усилителя напряжение измерительной схемы точного отсчета и подключает к усилителю напряжение измерительной схемы грубого отсчета.

Рассмотрим, как выбирается передаточное число между сельсинами грубого и точного отсчета.

Величина угла рассогласования, при котором селектор переводит управление на сельсинную схему грубого отсчета, должна превышать максимальный угол погрешности сельсинной схемы грубого отсчета (в величину погрешности входит также неточность регулировки нулевых положений сельсинов). Иначе при использовании селекторов с релейной характеристикой могут возникнуть колебания привода между положениями согласования, задаваемыми сельсинами точного и грубого отсчетов. Для надежной работы селектора угол переключения не должен быть меньше $2,5\text{--}3^\circ$.

Увеличение передаточного числа между сельсинами грубого и точного отсчетов увеличивает точность работы привода. Однако это передаточное число может быть увеличено лишь в известных пределах. Переключение управления с сельсинной схемы точного отсчета на схему грубого отсчета должно происходить при углах рассогласования, не превышающих $120\text{--}150^\circ$ по шкале точного отсчета, так как при дальнейшем увеличении угла переключения резко снижается сигнальное напряжение сельсинной схемы точного отсчета, а при углах, больших 180° , нарушается нормальная работа привода.

Таким образом, передаточное число между сельсинами точного и грубого отсчетов не должно превышать $30\text{--}50$. Кроме того, передаточное число должно быть нечетным, что следует из рассмотрения сигнальных кривых, представленных на рис. 10.65, *в* и *г*. В случае $i=5$ (взятом для примера) при угле рассогласования 180° не возникает ложного согласованного положения. Хотя в этом положении система грубого отсчета отключается селектором, но для системы точного отсчета это положение соответствует неустойчивому равновесию. Достаточно небольшого изменения величины угла рассогласования, чтобы точная система начала перемещать исполнительную ось в сторону заданного положения согласования. Затем включается система грубого отсчета, осуществляющая синхронизацию привода. Когда угол рассогласования уменьшится до $\sim 3^\circ$, снова включается система точного отсчета, которая производит точную установку исполнительной оси в заданное положение.

Из кривых при четном передаточном числе ($i=6$) следует, что при угле рассогласования 180° (по шкале грубого

[illegible]

вание, так как при небольших изменениях данного угла система точного отсчета будет возвращать исполнительную ось в положение, в котором угол рассогласования δ равен 180° .

Упрощенная принципиальная электрическая схема следящего электропривода турели представлена на рис. 10.66.

Усилительное устройство следящего привода турели состоит из последовательно включенных электронного усилителя и электромашинного усилителя. Электронные усилители могут усиливать сигналы малой мощности, почти не потребляя энергии на входе, и практически являются безинер-

ционными. В следящих приводах применяются следующие типы электронных усилителей: усилители постоянного тока, усилители переменного тока и фазочувствительные выпрямительно-усилительные схемы (фазовые дискриминаторы). Последний тип усилителя имеет наибольшее применение в авиационных следящих приводах и используется в схеме привода турели.

Фазочувствительные усилители осуществляют преобразование переменного напряжения сигнала измерительного устройства в постоянное напряжение с полярностью, определяемой фазой входного напряжения, и одновременно усиление сигнала по мощности и напряжению. Эти усилители работают на триодах или многосеточных лампах. В последнее время они успешно реализуются на транзисторах.

Напряжение, снимаемое с обмотки ротора $СП$ (напряжение рассогласования), подводится к первичной обмотке входного трансформатора T_2 электронного усилителя. Концы вторичной обмотки этого трансформатора подключены к управляющим сеткам ламп усилителя, а ее средняя точка соединена с массой; к массе присоединены катоды ламп L_1 и L_2 . Вследствие этого фазы напряжений на управляющих сетках ламп усилителя сдвинуты одна относительно другой на 180° . Анодным напряжением ламп усилителя является напряжение переменного тока, снимаемое со вторичных обмоток трансформатора T_1 . Фазы анодных напряжений обеих ламп совпадают. В зависимости от направления вращения оси ротора $СД$ фазы анодного и сеточного напряжения у одной лампы будут совпадать, а у другой отличаться на 180° .

В анодные цепи ламп электронного усилителя включены обмотки управления (W_{y_1} и W_{y_2}) ЭМУ, служащего для питания исполнительного двигателя. Обмотки управления включены дифференциально и магнитные потоки, создаваемые ими, направлены навстречу один другому. Конденсаторы C_1 и C_2 сглаживают пульсации тока в обмотках управления. Сопротивление $R_{см}$ служит для создания необходимого отрицательного смещения на сетках ламп.

При согласованном положении командной и исполнительной осей, т. е. при $\delta=0$, напряжение рассогласования равняется нулю и сетки ламп усилителя L_1 и L_2 имеют одинаковый потенциал относительно катода. Поэтому в течение каждого положительного полупериода анодного напряжения в обмотках ЭМУ будут протекать одинаковые токи. Результирующий магнитный поток возбуждения ЭМУ будет равен нулю, напряжение на якоре ЭМУ также равно нулю, и исполнительный двигатель не будет вращаться.

С появлением рассогласования токи, протекающие по обмоткам управления ЭМУ, становятся по величине неодинаковыми, причем величина разности токов и знак разности

соответствуют величине и знаку рассогласования. ЭМУ возбуждается, его напряжение подается на электродвигатель, который начинает вращаться и поворачивать исполнительную ось, а с ней и ротор СП в сторону уменьшения угла рассогласования.

По мере уменьшения угла рассогласования будет уменьшаться напряжение ЭМУ и скорость вращения электродвигателя. В согласованном положении, когда $\theta_1 = \theta_2$ и $\delta = 0$, электродвигатель должен остановиться. Однако вследствие механической и электромагнитной инерции скорость вращения электродвигателя не обращается в нуль при $\delta = 0$, по-

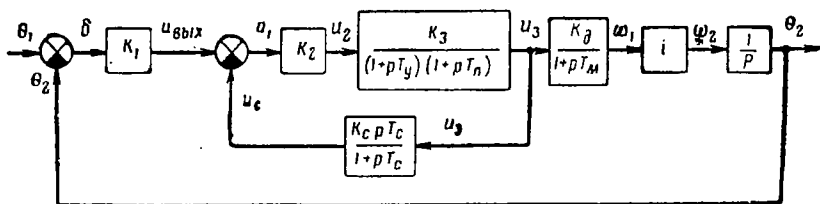


Рис. 10.67. Структурная схема следящего электропривода турели

этому будет накапливаться рассогласование противоположного знака. При этом полярность напряжения ЭМУ изменится и электродвигатель перейдет в режим торможения противовключением. Электродвигатель остановится, но к моменту остановки уже накопится определенное рассогласование обратного знака. Оно вызовет вращение электродвигателя в противоположную сторону, сводя новое рассогласование к нулю. Таким образом, возможно появление затухающих колебаний выходного вала следящего электропривода около заданного положения. Эта возможность возрастает с ростом чувствительности привода или коэффициента усиления электронного и электромашинного усилителей. При большом общем коэффициенте усиления малые углы рассогласования будут приводить к большой скорости вращения исполнительного электродвигателя, что увеличивает склонность привода к возникновению колебаний. Колебания в следящем приводе, особенно если они затухают медленно, недопустимы. Для более быстрого затухания колебаний в схеме привода применена гибкая обратная связь (или стабилизирующая цепь), которая состоит из сопротивлений R_1 и R_2 , включенных в сеточные цепи ламп, и конденсатора C . Структурная схема следящего электропривода турели при компенсированном электромашинном усилителе и общепринятой идеализации элементов приведена на рис. 10.67, где:

K_1 — передаточный коэффициент сельсинов;

K_2 — коэффициент усиления фазового дискриминатора по напряжению;

K_3 — коэффициент усиления ЭМУ по напряжению;
 T_y — постоянная времени обмотки управления ЭМУ;
 T_n — постоянная времени поперечной цепи ЭМУ;

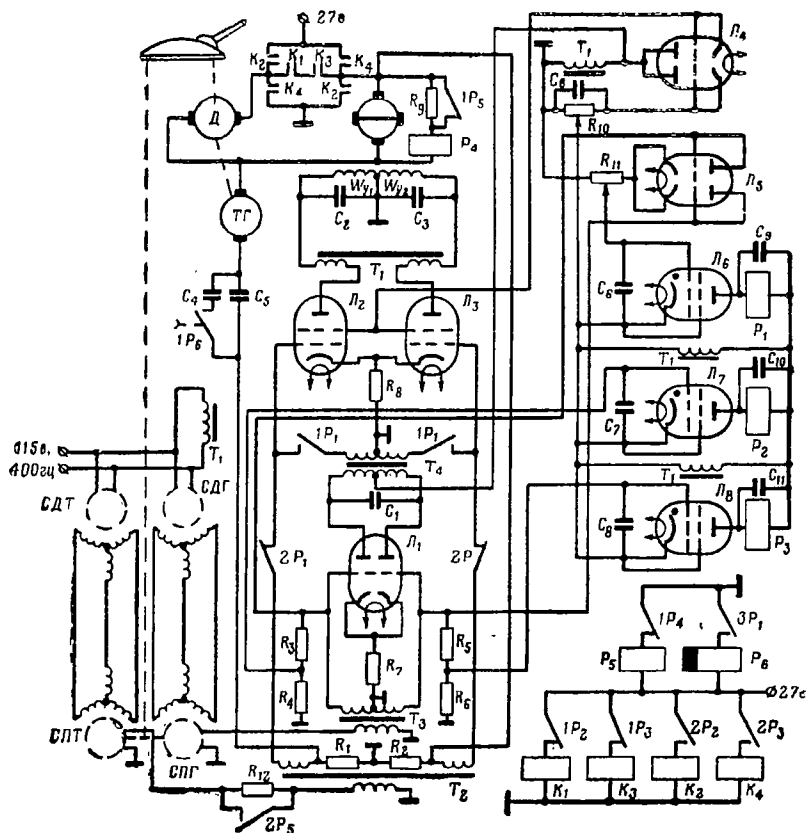


Рис. 10.68. Схема следящего электропривода турели с использованием принципов самонастройки

K_d — передаточный коэффициент двигателя;
 T_m — электромеханическая постоянная времени двигателя;
 i — передаточное отношение редуктора;
 K_c, T_c — параметры стабилизирующего контура.

Одна из возможных схем следящего электропривода турели с двухканальным измерителем рассогласования и использованием принципов самонастройки приведена на рис. 10.68. Питание всех цепей схемы осуществляется от единого источника переменного тока (трансформатора T_1), так как только в этом случае могут быть правильно выдержаны частотные и фазовые соотношения.

Напряжения на вторичных обмотках входного трансформатора T_2 канала точного отсчета, подведенные к сеткам ламп $\mathcal{L}_2$ и $\mathcal{L}_3$, находятся в противофазе, а вторичные обмотки силового трансформатора T_1 соединены по отношению к анодам этих ламп таким образом, что в любой момент времени полярность анодов обеих ламп одинакова. Питание экранных сеток ламп $\mathcal{L}_2$ и $\mathcal{L}_3$ осуществляется от однополупериодного выпрямителя на половине двойного триода $\mathcal{L}_4$, катоды и сетки которого замкнуты между собой. Лампа $\mathcal{L}_4$ питается от одной из вторичных обмоток трансформатора T_1 , подключенной так, чтобы пульсации напряжения на экранных сетках совпадали по фазе с анодным напряжением ламп $\mathcal{L}_2$ и $\mathcal{L}_3$. С помощью сопротивления R_8 задается начальное отрицательное смещение для получения наибольшего коэффициента усиления.

Напряжение, снимаемое с обмотки ротора $СПГ$, подводится к сеткам лампы $\mathcal{L}_1$ предварительного усиления сигналов канала грубого отсчета через трансформатор T_3 . Питание анодов лампы $\mathcal{L}_1$ осуществляется с помощью трансформатора T_4 , первичная обмотка которого своей средней точкой подключена ко вторичной обмотке трансформатора T_1 (эта же обмотка питает экранные сетки усилителя точного отсчета). В цепь катода лампы $\mathcal{L}_1$ включено сопротивление R_7 , задающее начальное отрицательное смещение на сетки.

При отсутствии сигнала анодные токи каждого из триодов лампы $\mathcal{L}_1$ равны друг другу (или различаются весьма мало из-за различия параметров правого и левого триодов) и э. д. с. во вторичных обмотках трансформатора T_4 не наводятся. При появлении сигнала рассогласования баланс анодных токов нарушается и во вторичных обмотках трансформатора наводятся э. д. с. Однако поступлению сигнала грубого отсчета на сетки ламп $\mathcal{L}_2$ и $\mathcal{L}_3$ препятствуют нормально разомкнутые контакты $1P_1$. Таким образом, при небольших углах рассогласования (примерно до 3°) работает только канал точного отсчета.

Переключение каналов осуществляется с помощью реле P_1 . Напряжение с вторичной обмотки входного трансформатора T_3 подается на аноды лампы $\mathcal{L}_5$ (двойной триод в диодном включении). Через лампу и через потенциометр R_{11} , включенный в цепь ее катода, протекает пульсирующий ток, величина которого пропорциональна сигналу по каналу грубого отсчета. Часть напряжения, падающего на этом потенциометре, подается на сетку тиратрона $\mathcal{L}_6$. В анодную цепь тиратрона включена обмотка реле P_1 ; питание ее осуществляется от одной из вторичных обмоток силового трансформатора T_1 . Когда $\delta \approx 3^\circ$, напряжение на сетке тиратрона станет равным напряжению зажигания, реле P_1 сработает,

замкнув нормально разомкнутые контакты $1P_1$ и разомкнув нормально замкнутые $2P_1$. Напряжение, снимаемое со вторичной обмотки трансформатора T_4 , будет подано на сетки ламп $\mathcal{L}_2$ и $\mathcal{L}_3$ и управление приводом будет осуществляться по каналу грубого отсчета.

Благодаря тому, что лампы $\mathcal{L}_2$ и $\mathcal{L}_3$ входят в режим насыщения до момента переключения каналов, а сигнал канала грубого отсчета предварительно усиливается, переход от сигналов точного сельсина к грубому не сопровождается изменением анодных токов и, следовательно, токов в управляющих обмотках ЭМУ.

Стабилизирующая цепь в рассматриваемой схеме состоит из емкости и сопротивлений R_1 , R_2 и, кроме того, содержит еще тахогенератор $TГ$, сочлененный с валом исполнительного двигателя. Таким образом, увеличивается эффективность действия стабилизирующей цепи за счет увеличения тока разряда конденсатора, значение которого будет определяться суммарным напряжением ЭМУ и тахогенератора. Причем чем больше скорость вращения приемной оси, тем сильнее будет сказываться стабилизирующее действие гибкой обратной связи, так как $E_{TГ} = K_{TГ} \omega_1$. При постоянной скорости вращения задающей оси тахогенератор в этой схеме не увеличивает ошибку системы.

Для получения большой точности при высоком качестве переходного процесса возникает необходимость в изменении параметров следящего привода при переходе от одного режима работы к другому. В схеме это положение реализуется путем автоматического изменения постоянной времени стабилизирующей цепи T_c . При малых углах рассогласования ($\delta \leq \delta_{пер}$) $T'_c = C_5 (R_1 + R_2)$. Когда угол рассогласования увеличивается до значения $\delta > \delta_{пер}$ и происходит переключение на канал грубого отсчета, замыкаются нормально разомкнутые контакты $3P_1$, подключая под напряжение обмотку реле P_6 . Контакты последнего $1P_6$, замыкаясь, вводят в стабилизирующую цепь емкость C_4 и $T'_c = (C_4 + C_5) (R_1 + R_2)$.

Наряду с коррекцией параметров стабилизирующей цепи в схеме следящего привода, приведенной на рис. 10.68, применена также коррекция коэффициента усиления системы, который должен быть, с одной стороны, достаточно высоким для получения малых ошибок и, с другой стороны, таким, чтобы система имела достаточный запас устойчивости. При малых э. д. с. продольной цепи ЭМУ, когда его магнитная цепь не насыщена, коэффициент усиления ЭМУ высок, и для ограничения общего коэффициента усиления системы в цепь обмотки ротора $СПТ$ введено сопротивление R_{12} . При больших э. д. с. продольной цепи вследствие магнитного насыщения коэффициент усиления ЭМУ уменьшается. Чтобы ском-

пенсировать это явление, служит реле P_4 , которое срабатывает при определенном уровне напряжения на продольной цепи и через реле P_5 шунтирует добавочное сопротивление R_{12} . В результате коэффициент усиления системы сохраняется примерно одинаковой величины. Сопротивление R_9 , шунтированное нормально замкнутыми контактами $1P_5$, приближает коэффициент возврата реле P_4 к единице.

В некоторых случаях возникает необходимость резко увеличить скорость вращения исполнительного механизма. Например, требуется резко повысить скорость перемещения оружия при переброске его с борта на борт и вообще при больших углах рассогласования между осью оружия и направлением на упрежденную точку стрельбы. Такой режим работы следящего привода, когда скорость отработки рассогласования специальными мерами делается выше нормальной, называется форсированным. Для автоматического перевода следящего электропривода в режим форсированной отработки рассогласования в схеме предусмотрено релейное устройство, реагирующее на некоторое значение угла рассогласования и включающее последовательно в цепь ЭМУ — исполнительный двигатель бортовую сеть самолета. Полярность бортовой сети, включаемой последовательно с ЭМУ, должна быть такова, чтобы их напряжения складывались. Поэтому при изменении направления вращения исполнительного механизма полярность бортовой сети по отношению к зажимам ЭМУ должна также изменяться. При небольших углах рассогласования (до $7-12^\circ$), когда больших скоростей вращения не требуется, электропривод работает в нормальном режиме (контакты контакторов K_1 и K_3 замкнуты). Функцию управления переключающей аппаратурой выполняют два тиатронных реле ($\mathcal{L}_7$ и $\mathcal{L}_8$). Анодные цепи этих тиатронов питаются от вторичной обмотки силового трансформатора T_1 . Анодной нагрузкой являются соответственно обмотки электромагнитных реле P_2 и P_3 . Для того чтобы при малых углах рассогласования тиатроны были заперты, на их сетки должно быть подано отрицательное напряжение по отношению к катоду или, что одно и то же, потенциал катода должен быть положителен по отношению к потенциалу сетки. Это осуществляется специальной цепью смещения, собранной по однополупериодной схеме выпрямления на правом триоде (включенном диодом) лампы $\mathcal{L}_4$. Величина напряжения смещения катодов тиатронов определяется положением движка потенциометра R_{10} . С помощью делителей, состоящих из сопротивлений R_3 , R_4 и R_5 , R_6 , на сетки тиатронов $\mathcal{L}_7$, $\mathcal{L}_8$ подается часть напряжения, наводимого в плечах вторичной обмотки трансформатора T_3 . Момент зажигания тиатронов будет определяться соотношением между величиной напряжения смещения, величиной напряжения, снимаемого с делителя, и

фазировкой его по отношению к анодному напряжению. После того как тиратрон загорится, сработает реле, включенное в его анодную цепь. Это реле включит контактор (K_2 или K_4), который последовательно с выходом ЭМУ подсоединит бортовую сеть с нужной полярностью. При этом контакторы K_1 и K_3 размыкаются вследствие размыкания нормально замкнутых контактов реле $1P_2$ или $1P_3$. Следует заметить, что подобная схема может быть успешно реализована на тиристорах, а фазовый дискриминатор на транзисторах, что повышает надежность и снижает вес и габариты привода в целом.

На схеме показано управление движением выходной оси следящей системы только в одной плоскости — один канал управления. Поскольку необходимо обеспечить пространственное движение в некотором телесном угле, то следящая установка имеет второй канал управления точно такой же, как первый. Два канала управления обеспечивают независимое вращение следящей установки в двух взаимно перпендикулярных направлениях, образуя, таким образом, двухмерную следящую систему.

§ 10.11. СЛЕДЯЩИЙ ЭЛЕКТРОПРИВОД В СИСТЕМЕ БУСТЕРНОГО УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ САМОЛЕТА

При наличии на самолете подвижного стабилизатора летчик не в состоянии управлять им, применяя только мускульную силу. Поворот стабилизатора на необходимый угол производится с помощью специального гидроусилителя (бустера), управляющий золотник которого приводится в движение летчиком с помощью ручки управления через систему рычажных передач.

При больших скоростях полета эффективность стабилизатора как органа управления самолетом существенно меняется в зависимости от скорости и высоты полета. Увеличение скорости полета повышает эффективность действия стабилизатора, а увеличение высоты — уменьшает. Вследствие этого для выполнения вертикального маневра одной и той же интенсивности летчику необходимо меньше отклонять ручку управления на большой скорости, чем на малой, а при одной и той же скорости — меньше отклонять ручку на малой высоте, чем на большой. Для обеспечения единообразной техники пилотирования необходимо, чтобы в различных условиях полета одному и тому же перемещению ручки управления соответствовало бы вполне определенное изменение момента, действующего на самолет. Это обеспечивается релейной следящей системой АРУ (автоматика регулирования управления), которая автоматически изменяет передаточное число от ручки управления самолетом к стабилизатору при изменении скоростного напора и высоты полета.

The diagram illustrates the control system for a gas turbine engine (ГТД). The engine is shown at the top, with its main shaft (1) and a separate shaft (2) for the generator (Г). The generator is connected to a power source (ПВД) and a control unit (БУ). The control unit receives signals from various sensors (3, 4, 5, 6, 7, 8, 9) and actuators (10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85, 86, 87, 88, 89, 90, 91, 92, 93, 94, 95, 96, 97, 98, 99, 100). The control unit also outputs signals to the actuators (10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85, 86, 87, 88, 89, 90, 91, 92, 93, 94, 95, 96, 97, 98, 99, 100). The diagram also shows the mechanical components of the engine, including the compressor (1), turbine (2), and various sensors and actuators (3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85, 86, 87, 88, 89, 90, 91, 92, 93, 94, 95, 96, 97, 98, 99, 100).

1 — ручка управления; 2 — исполнительный механизм; 3, 9 — оси; 4 — шток; 5 — тяга; 6 — поршень золотника гидроусилителя; 7 — тяга; 8 — сервопоршень; 10 — загрузочный механизм

Упрощенная кинематическая схема системы управления стабилизатором с АРУ приведена на рис. 10.69.

400

При повороте исполнительного механизма 2 сжимается пружина загрузочного механизма 10, обеспечивая загрузку ручки управления силой, пропорциональной отклонению ручки от нейтрального положения.

Центровка самолета изменяется во время полета, поэтому для сохранения желаемого режима полета летчик должен отклонять ручку управления от нейтрального положения. Чтобы устранить при этом утомляемость летчика, усилие с ручки снимается механизмом триммерного эффекта (МТЭ). Управление МТЭ производится от кнопки, расположенной на штурвале.

При малой величине скоростного напора связь исполнительного механизма 2 и поршня золотника гидроусилителя 6 осуществляется рычагом, плечо которого L максимально и равно L_1 ; передаточное отношение от ручки к стабилизатору будет максимальным. При этом пружина загрузочного механизма воздействует на ручку управления через рычаг, плечо которого минимально и равно l_1 . Поэтому к ручке при ее перемещении прикладывается минимальное усилие от механизма загрузки.

От ПВД полное и статическое давление подводится к блоку управления (БУ). С увеличением скоростного напора q блок управления включает электродвигатель исполнительного механизма, при этом шток 4 перемещается, уменьшая плечо L и увеличивая плечо l . Одновременно через обратную связь (ОС) уменьшается сигнал, поступающий в БУ. Когда сигнал станет равным нулю, движение штока 4 прекращается.

При некоторой величине скоростного напора плечо L будет иметь минимальную величину (L_2), а плечо l — максимальную величину (l_2).

Меньшей величине плеча L соответствует меньшее передаточное отношение от ручки управления к поршню золотника гидроусилителя 6 и, следовательно, к стабилизатору, большей величине плеча l — большее передаточное отношение от ручки управления к пружинному загрузочному механизму и, следовательно, большее усилие на ручке.

Закон регулирования, выполняемый АРУ, определяется аэродинамическими характеристиками управляемости самолета и является существенно нелинейной зависимостью регулируемого параметра — длины плеча от управляющих воздействий — полного давления, пропорционального скорости полета, и статического, пропорционального высоте (рис. 10.70).

Зависимость скорости полета от скоростного напора определяется выражением

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}, \quad (10.31)$$

где ρ — плотность воздуха;
 V — скорость полета.

Как видно из рис. 10.70, в пределах изменения высот от 0 до H_1 величины плеч L и l зависят только от скорости полета. При скорости полета V_2 плечо L минимально и равно L_2 , а плечо l максимально и равно l_2 . Если при этой или большей скорости высота становится больше H_1 , то БУ выдает сигнал на увеличение плеча L и соответственно на уменьшение плеча l . Плечо L увеличивается в направлении стрелки $c-d$. На высоте, например, H' плечо будет равно L' . Если на этой вы-

соте скорость полета начнет уменьшаться, то плечо будет оставаться постоянным, равным L' (отрезок $d-b$), вплоть до скорости V' . При дальнейшем уменьшении скорости $V < V'$ плечо L начнет изменяться согласно отрезку $b-a$, вплоть до минимальной скорости полета V_1 , при которой величина плеча L станет максимальной. На расчетной высоте H_2 плечо L становится максимальным и от ско-

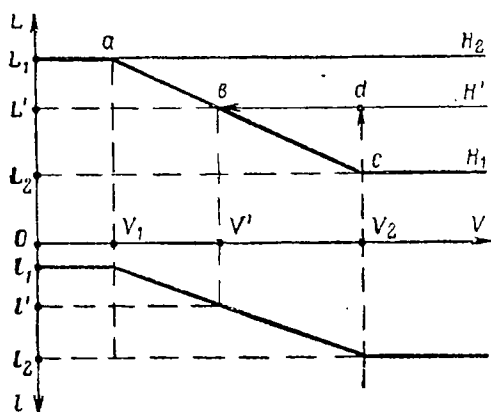


Рис. 10.70. Программа регулирования АРУ

рости полета V не зависит. Плечо l меняется одновременно с изменением плеча L .

Функциональная схема АРУ представлена на рис. 10.71. В блоке управления располагаются чувствительные элементы системы — потенциметрические датчики $МРД_1$ и $МРД_2$, которые соответственно воспринимают полное и статическое давление от $ПВД$ и преобразуют их в электрические сигналы, напряжения которых пропорциональны скорости и высоте полета. Сигналы с чувствительных элементов поступают на обмотки поляризованного реле $РПС$. На те же обмотки реле подается сигнал с потенциометра обратной связи, движок которого механически связан со штоком исполнительного механизма $ИМ$. Напряжение сигнала обратной связи определяется положением штока $ИМ$, а следовательно, длиной плеча. Таким образом, поляризованное реле $РПС$ выполняет функцию измерения рассогласования между текущими значениями скорости полета V и высоты H и длиной плеча L (l).

Если длина плеча не соответствует скорости или высоте полета (согласно программе регулирования), то при определенной величине рассогласования и в зависимости от его зна-

ка реле *РПС* замыкает свои правые или левые контакты, посылая сигнал на одно из промежуточных реле (P_1, P_2), которые включают электродвигатель *ИМ*. При этом длина плеча *ИМ*, а вместе с ним и величина сигнала потенциометра обратной связи изменяются так, что рассогласование уменьшается. При сигнале рассогласования, близком к нулю, электродвигатель отключается от сети.

Применяют несколько принципиально однотипных систем автоматики регулирования управления стабилизатором. Рассмотрим более подробно работу следящей системы, приняв за основу одну из возможных схем, приведенной на рис. 10.72.

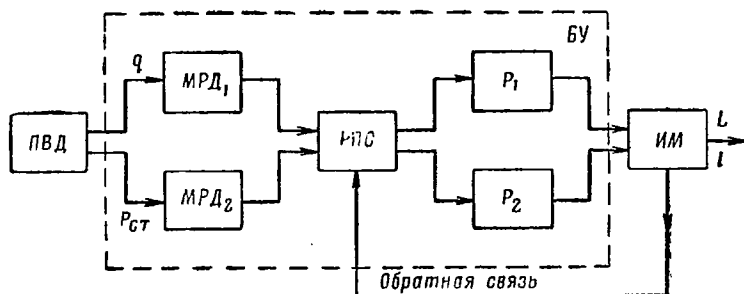


Рис. 10.71. Функциональная схема АРУ

Задающими элементами в следящей системе служат два потенциометрических датчика: датчик *3R*, связанный с *МРД-106* и выдающий напряжение, пропорциональное скоростному напору; и датчик *4R*, связанный с *МРД-126* и выдающий напряжение, пропорциональное высоте полета. Напряжение для питания потенциометрических датчиков *3R*, *4R* и потенциометра обратной связи *2R*, установленного в исполнительном механизме, снимается с делителя напряжения *1R*. Движки потенциометров *3R* и *4R* перемещаются при увеличении скорости и высоты полета в направлениях, указанных на схеме стрелками.

В диагонали мостов скорости (*2R—3R*) и высоты (*3R—4R*) полета включены управляющие обмотки поляризованного реле *РПС—W₁* и *W₂*. В зависимости от направления токов в этих обмотках будет замыкаться левая (*РП₁*) или правая (*РП₂*) пара контактов *РПС*, обеспечивая срабатывание промежуточных реле *P₁* или *P₂*, которые осуществляют включение электродвигателя исполнительного механизма. Контакт *РПС*, отмеченный черточкой, замыкается при приложении напряжения, положительный полюс которого подан к выводу, также отмеченному черточкой.

Мост скорости обеспечивает выполнение заданной программы регулирования по скорости полета, а мост высоты

производит необходимую коррекцию в зависимости от высоты полета.

В исходном положении (стоянка самолета на земле) движки потенциометров находятся в следующих положениях:

а) на потенциометре $4R$ движок находится на участке с постоянным потенциалом для высот $H=0 \div H_1$;

б) на потенциометре $3R$ — в точке, соответствующей скорости полета $V=0$;

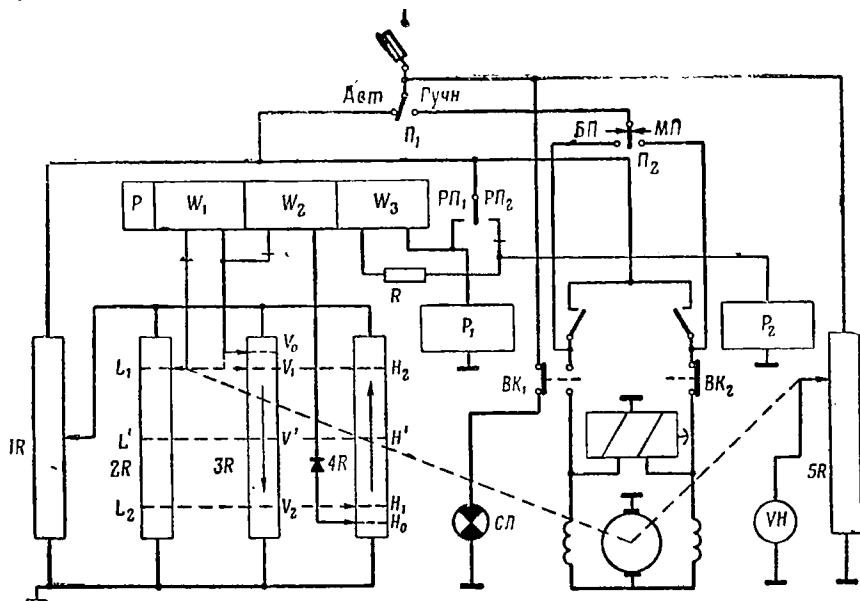


Рис. 10.72. Принципиальная электрическая схема следящего электропривода в системе бустерного управления стабилизатором самолета

в) на потенциометре $2R$ обратной связи — в точке, соответствующей взлетно-посадочному положению исполнительного механизма и имеющей потенциал, равный потенциалу движка потенциометра скорости при $V=V_1$.

Работа моста скорости. При подключении системы к сети и постановке переключателя Π_1 в положение автоматической работы наступает расбаланс моста скорости ($2R-3R$) и моста высоты ($3R-4R$). По обмотке W_2 поляризованного реле в этом случае ток не протекает, так как последовательно с этой обмоткой включен выпрямитель.

Вследствие рассогласования моста скорости по обмотке W_1 будет протекать ток такого направления, при котором замкнутся контакты $РП_1$ и включится реле P_1 . Но электродвигатель исполнительного механизма работать не будет, так как цепь его питания разорвана концевым выключате-

лем BK_1 . Плечо L при этом имеет максимальное значение, а плечо l — минимальное.

После взлета и в полете на высотах до H_1 работает только мост скорости. При приближении движка потенциометра $3R$ к положению, при котором его потенциал близок к потенциалу движка потенциометра обратной связи $2R$, произойдет размыкание контактов $РП_1$ и якорь поляризованного реле установится в нейтральное положение. До момента достижения приборной скорости V_1 исполнительный механизм не работает. При дальнейшем росте скорости, а следовательно, и перемещении движка потенциометра $3R$ ниже потенциала движка $2R$, стоящего на уровне V_1 , в диагонали моста $2R-3R$ (обмотка W_1) появится напряжение разбаланса, которое приведет к срабатыванию поляризованного реле и замыканию его контактов $РП_2$. На обмотку реле P_2 малого плеча будет подано напряжение и включится электродвигатель исполнительного механизма. Исполнительный механизм начнет уменьшать плечо на бустер, одновременно увеличивая загрузку ручки и ход ее на градус отклонения стабилизатора. Движок потенциометра $2R$ перемещается в сторону согласования моста скорости. При рассогласовании, равном зоне нечувствительности поляризованного реле, произойдет размыкание контактов $РП_2$ и отключение электродвигателя исполнительного механизма.

По мере увеличения скорости от V_1 до V_2 происходит включение и выключение исполнительного механизма, при этом перемещение штока осуществляется импульсами.

Когда скорость полета достигнет значения V_2 , цепь питания двигателя разомкнется концевым выключателем BK_2 , шток исполнительного механизма полностью уберется и дальнейшее увеличение скорости полета не будет влиять на длину плеча.

Таким образом, закон работы следящей системы по скорости полета задается предварительной регулировкой положения движка потенциометра $2R$ обратной связи и регулировкой концевых выключателей исполнительного механизма.

Совместная работа моста скорости и моста высоты полета. Как отмечалось, во время стоянки самолета на земле между движками потенциометров $3R$ и $4R$ имеется максимальный разбаланс, но ток через обмотку W_2 не протекает, так как этому препятствует ventиль.

С увеличением высоты и скорости полета до значения, при котором движки потенциометров $3R$ и $4R$ займут положение соответственно V' и H' , разбаланс моста высоты становится равным нулю и якорь поляризованного реле установится в нейтральном положении, если движок потенциометра $2R$ также находится в положении L' . При дальнейшем

увеличении скорости полета ампер-витки обмоток W_1 и W_2 возрастают одновременно, оставаясь равными по абсолютной величине и противоположными по знаку. Следовательно, на высоте $H=H_1$ и скорости полета $V>V'$ суммарные ампер-витки поляризованного реле равны нулю и передаточные отношения на бустер и загрузочный механизм остаются неизменными.

В случае перемещения одного только движка потенциометра $4R$ в направлении увеличения высоты полета через обмотку W_2 будет протекать ток от движка потенциометра $4R$ к движку потенциометра $3R$. Контакты $ПП_1$ замкнутся и шток исполнительного механизма начнет перемещаться в сторону увеличения плеча L . При включении исполнительного механизма он вместе с изменением передаточного отношения от ручки управления самолетом к бустеру будет перемещать движок потенциометра $2R$ обратной связи, создавая разбаланс моста скорости. Ток пойдет от движка потенциометра $2R$ через обмотку W_1 к движку потенциометра $3R$, создавая ампервитки, противоположные ампер-виткам обмотки W_2 .

При выравнивании ампер-витков обмоток W_1 и W_2 , вернее по достижении разности, равной зоне нечувствительности РПС, якорь займет нейтральное положение и исполнительный механизм прекратит свою работу.

При высоте $H=H_2$ шток исполнительного механизма полностью выдвинется (максимальное плечо на бустер) и нажатием на концевой выключатель BK_1 разомкнет цепь питания электродвигателя. Цепь сигнальной лампы $СЛ$ замкнется, а движок потенциометра $2R$ остановится в точке, имеющей потенциал, равный потенциалу движка потенциометра $3R$ при $V=V_1$.

Из схемы видно, что при полете на высотах, больших H_2 , следящая система не реагирует ни на какие изменения режима полета как по высоте, так и по скорости.

Программа регулирования (рис. 10.70) соблюдалась бы в том случае, если бы поляризованное реле не имело зоны нечувствительности и петли гистерезиса. При этом в следящей системе возникали бы автоколебания, а поляризованное и промежуточные реле работали бы в режиме непрерывных переключений, что вызывало бы их быстрый износ. В действительности поляризованное реле имеет зону нечувствительности и гистерезис. Зависимость $L=f(V)$ для реального реле неоднозначна, и, кроме того, изменение L с увеличением V носит ступенчатый характер (рис. 10.73). Из рисунка видно, что высота и ширина ступеней пропорциональны зоне нечувствительности и гистерезису реле РПС.

Для предотвращения автоколебательного режима в схеме (рис. 10.72) используется положительная обратная связь с помощью обмотки W_3 .

При срабатывании реле РПС обмотка W_3 создает ампер-витки, действующие согласно с ампер-витками обмотки W_1 (W_2). Так как ампер-витки AW_3 близки по величине к ампер-виткам отпущения реле, то размыкание его контактов происходит вблизи согласованного положения ($AW_1 \approx 0$). Этим достигается уменьшение разницы в положении выходного штока электромеханизма при одинаковых значениях скорости и высоты полета при движении его в сторону выпуска и уборки. Зависимость $L=f(V)$ для данного случая имеет вид,

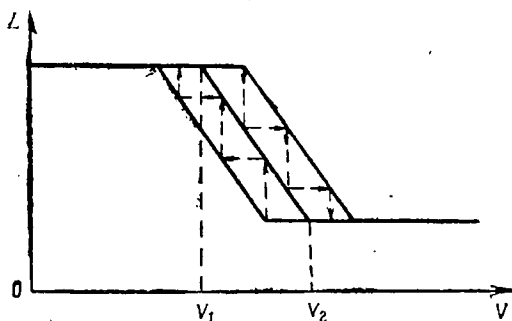


Рис. 10.73. Зависимость длины плеча от скорости полета

изображенный на рис. 10.73 штриховыми линиями. Ступени в изменении L получаются более крупными, реле срабатывают реже и контакты их изнашиваются меньше. Кроме того, обмотка W_3 способствует более надежному замыканию контактов реле РПС.

Правильность отработки программы регулирования контролируется сигнальной лампой $СЛ$ и указателем (индикатором) положения штока исполнительного механизма. Сигнальная лампа сигнализирует летчику взлетно-посадочное положение исполнительного механизма. Все остальные положения исполнительного механизма, отвечающие заданной программе регулирования, контролируются указателем положений. Указатель положения имеет шкалу, оцифрованную в километрах в час скорости полета и в километрах высоты полета. Он представляет собой вольтметр магнитоэлектрической системы. Напряжение на него снимается с потенциометра $5R$, движок которого перемещается пропорционально перемещению исполнительного штока.

Исполнительный механизм состоит из электромеханизма поступательного действия, исполнительного штока и блока потенциометров (обратной связи $2R$ и сигнализации положения $5R$). Для уменьшения инерционного выбега исполнительного штока после выключения электродвигателя в электромеханизме используется электромагнитная муфта торможения.

Если блок управления по каким-либо причинам откажет в работе, переключатель $П_1$ ставится в положение «Ручн.» и изменение передаточного отношения осуществляется нажимным переключателем $П_2$. В этом случае отработка системы в направлении $БП$ (большое плечо) или $МП$ (малое плечо) устанавливается летчиком в зависимости от показаний указателя положения штока исполнительного механизма.

Основные технические данные некоторых типов АРУ приведены в таблице 10.3.

Таблица 10.3

Основные технические данные некоторых типов АРУ

Наименование параметра	АРУ-2А	АРУ-2В	АРУ-3В
Номинальное напряжение, в	$28 \pm 0,5$	$28 \pm 0,5$	$27 \pm 0,5$
Потребляемый ток, а	13	13	2,2
Начало движения исполнительного штока на уборку должно происходить:			
при плече, мм	95—99	95—99	$100 \pm 0,5$
при скорости, км/час . . .	460—510	460—510	450
Конец движения исполнительного штока на выпуск должен происходить:			
при плече, мм	49—53	49—53	$50 \pm 0,5$
при скорости, км/час . . .	880—930	880—930	1010
Время переброски исполнительного штока из одного крайнего положения в другое без нагрузки на исполнительном штоке при ручном управлении, сек, не более	10	10	22

§ 10.12. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВХОДНЫМ УСТРОЙСТВОМ ТРД

Для нормальной работы ТРД необходимо, чтобы пропускная способность входного устройства (диффузора) находилась на всех режимах полета в соответствии с весовым количеством воздуха, расходуемым авиадвигателем. Это осуществляется специальными устройствами, регулирующими входное сечение диффузора при изменении режима полета и работы авиадвигателя.

На современных летательных аппаратах широкое применение нашли специальные конструкции диффузоров с использованием профилированного по определенному закону центрального тела (конуса). Требуемый закон изменения входного сечения в этом случае достигается перемещением конуса вдоль оси воздухозаборника. Однако на некоторых самолетах

применение управляемого конуса оказывается недостаточным и используется дополнительный способ регулирования входного сечения — перепуском части поступающего к компрессору воздуха в окружающую среду. Для этого задняя часть диффузора снабжается специальными окнами (клапанами), которые прикрываются створками.

Совершенство входного устройства влияет на степень повышения давления воздуха в двигателе и на потери в процессе сжатия, от которых существенно зависят удельная тяга и удельный расход топлива.

Степенью повышения давления воздуха в ТРД принято называть отношение давления воздуха в конце процесса сжатия p_2 , т. е. за компрессором (на входе в камеру сгорания), к атмосферному давлению p_a

$$\pi = \frac{p_2}{p_a}. \quad (10.32)$$

Повышение давления воздуха в ТРД частично осуществляется во входном устройстве и частично в компрессоре

$$\pi = \pi_{вх} \pi_k, \quad (10.33)$$

где $\pi_{вх} = \frac{p_1}{p_a}$ — степень повышения давления воздуха во входном устройстве;

$\pi_k = \frac{p_2}{p_1}$ — степень повышения давления воздуха в компрессоре;

p_1 — давление воздуха на входе в компрессор.

Во входном устройстве повышение давления воздуха осуществляется скоростным напором, поэтому величина $\pi_{вх}$ зависит от скорости полета самолета. При дозвуковых скоростях полета сжатие воздуха скоростным напором невелико и повышение давления обеспечивается в основном компрессором. При сверхзвуковых скоростях полета повышение давления воздуха во входном устройстве оказывается уже весьма значительным. В связи с этим уменьшается потребная степень повышения давления воздуха в компрессоре, а роль входного устройства в общем процессе сжатия возрастает. Так, например, при числе $M=2$ степень повышения давления в воздухозаборнике равна степени повышения давления в компрессоре, а при числе $M=2,5$ превосходит в несколько раз. Но следует иметь в виду, что при торможении сверхзвукового потока возникают скачки уплотнения, являющиеся источником волновых потерь. Эти потери увеличиваются с ростом числа M полета. Кроме волновых потерь имеются также потери, обусловленные трением воздуха о стенки входного устройства. В результате потерь реально достижимые величины $\pi_{вх}$ оказываются значительно меньшими теоретически возможных.

Современные летательные аппараты оборудуются в основном автоматизированными системами программного управления перемещением конуса и поворотом створок с использованием гидравлического силового привода и электрической схемы формирования управляющего сигнала.

В качестве входного параметра, определяющего заданную программу регулирования положения конуса и угла поворота створок, используется какая-либо из следующих величин:

а) скорость полета, выраженная через число M ;

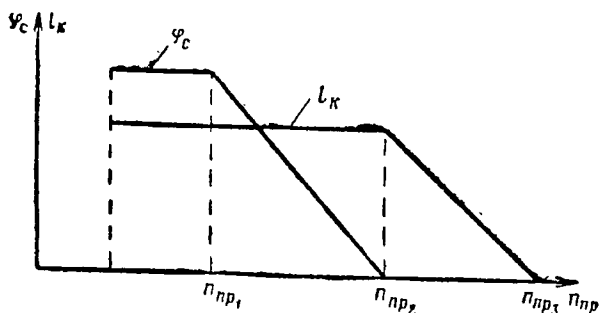


Рис. 10.74. Программа регулирования положения конуса и створок входного устройства

б) приведенная к стандартным атмосферным условиям скорость вращения турбокомпрессора авиадвигателя, под которой понимают

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{T_0}{T_n^*}}, \quad (10.34)$$

где n — физическая (фактическая) скорость вращения турбокомпрессора;

$T_0 = 273 + 15 = 288^\circ \text{K}$ — стандартная температура воздуха;

T_n^* — температура заторможенного потока воздуха на входе в компрессор, $^\circ\text{K}$;

в) степень повышения давления воздуха в компрессоре π_k .

Системы регулирования входных устройств могут быть выполнены со ступенчатым и плавным изменением положения исполнительных органов. В первом случае оптимальный режим работы воздухозаборника может быть достигнут лишь при нескольких определенных режимах полета, во втором — практически на всех режимах в заданном диапазоне. Ниже рассматривается электрогидравлическая следящая система, обеспечивающая плавное изменение положения исполнительных органов.

Электрогидравлическая следящая система управления входным устройством ТРД выполняется либо с релейным, либо с бесконтактным усилителем мощности. В первом случае система работает в функции от приведенной скорости вращения турбокомпрессора.

На рис. 10.74 приведены графики изменения положения конуса и створок в зависимости от величины приведенной скорости вращения турбокомпрессора авиадвигателя. При какой-то минимальной скорости вращения створки открыты на максимальный угол $\varphi_{с\max}$ и конус выпущен на максимальную величину хода $l_{к\max}$. При увеличении приведенной скоро-

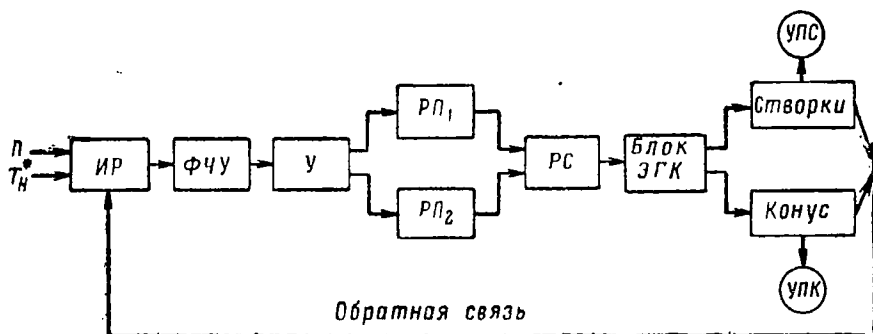


Рис. 10.75. Функциональная схема системы управления органами входных устройств с релейным усилителем

сти до $n_{пр} \geq n_{пр1}$ створки начинают закрываться, уменьшая величину угла φ_c открытия. При скорости $n_{пр2}$ створки закрываются полностью и начинает убираться конус. При скорости $n_{пр3}$ конус полностью убирается. С уменьшением приведенной скорости вращения конус и створки движутся в обратном направлении.

На рис. 10.75 изображена одна из возможных функциональных схем следящей системы управления органами воздухозаборника с релейным усилителем мощности, обеспечивающая закон регулирования, приведенный на рис. 10.74.

В измерителе рассогласования (ИР) формируется сигнал (он определяется величиной $n_{пр}$ и положением конуса и створок), поступающий на вход фазочувствительного усилителя (ФЧУ). В фазовом дискриминаторе управляющий сигнал переменного тока выпрямляется, после чего усиливается в усилителе (У) и поступает на обмотку одного из реле — РП₁ или РП₂. Эти реле производят коммутацию электрических цепей релейной схемы (РС) таким образом, что срабатывает блок электрогидрокранов (ЭГК) управления гидроприводами створок и конуса. Гидроприводы перемещают створки и

ка трансформатора $Tr_1 - W_{T_1}$. Выходное напряжение потенциометрического измерителя рассогласования определяется напряжением на обмотке W_{T_1} .

Рассмотрим работу измерителя рассогласования с помощью векторных диаграмм (рис. 10.77).

Векторы падения напряжения $\bar{U}_{X_L}$ на индуктивном сопротивлении X_L и падения напряжения $\bar{U}_{R_T}$ на активном сопротивлении R_T всегда сдвинуты относительно друг друга на

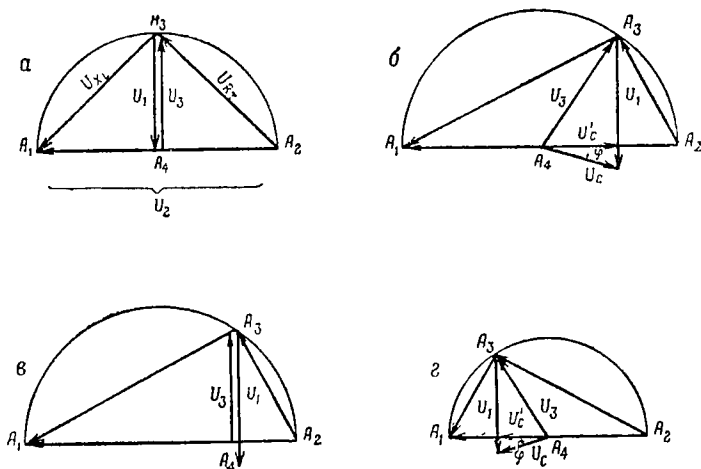


Рис. 10.77. Векторные диаграммы напряжений измерителя рассогласования

угол 90° , а их геометрическая сумма равна вектору напряжения $\bar{U}_2$. Поэтому прямоугольная вершина треугольника векторов при изменении частоты или температуры будет перемещаться по полуокружности, опирающейся на вектор U_2 , как на диаметр.

Вектор $\bar{U}_1$ напряжения обмотки W_1 всегда сдвинут относительно вектора $\bar{U}_2$ на угол 90° и по абсолютной величине равен половине $|\bar{U}_2|$.

Таким образом, к диагонали моста $A_3 - A_4$ последовательно приложено два напряжения:

а) напряжение $\bar{U}_3$, определяемое обмоткой тахогенератора W_2 и соотношением сопротивлений плеч моста, которое при $|\bar{U}_{A_1A_4}| = |\bar{U}_{A_4A_2}|$ равно

$$\bar{U}_3 = -\frac{1}{2}\bar{U}_2 + \bar{U}_{R_T} = \frac{1}{2}\bar{U}_2 - \bar{U}_{X_L}; \quad (10.35)$$

б) напряжение $\bar{U}_1$ обмотки тахогенератора W_1 .

Геометрическая сумма этих векторов $\bar{U}_c$ определяет величину и фазу напряжения на обмотке трансформатора W_{T_1}

$$\bar{U}_c = \bar{U}_3 + \bar{U}_1. \quad (10.36)$$

При $|\bar{U}_{X_L}| = |\bar{U}_{R_T}|$ (рис. 10.76, а) $\bar{U}_3 = -\bar{U}_1$ и $\bar{U}_c = 0$.

Если теперь скорость вращения (частота) тахогенератора увеличится, то возрастут величины индуктивного сопротивления X_L и вектора падения напряжения $\bar{U}_{X_L}$ на этом сопротивлении. Одновременно с увеличением скорости вращения увеличивается и напряжение $\bar{U}_2$. Векторная диаграмма для

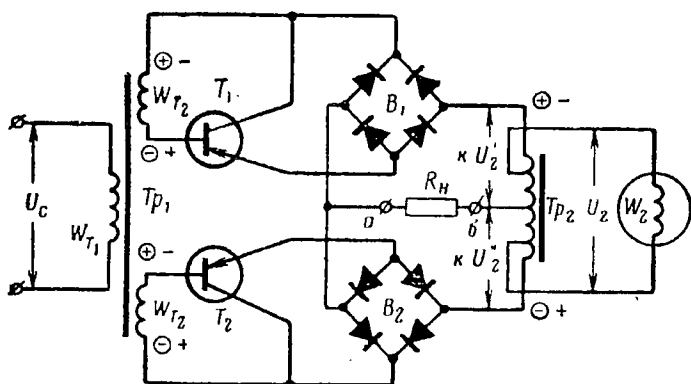


Рис. 10.78. Схема фазового дискриминатора

этого случая приведена на рис. 10.77, б. Точка A_3 диаграммы смещается по дуге окружности вправо, а вместе с ней параллельно себе смещается вектор $\bar{U}_1$. На зажимах обмотки трансформатора W_{T_1} появляется напряжение сигнала $\bar{U}_c$.

В фазочувствительном усилителе производится сравнение фаз напряжения $\bar{U}_c$ и напряжения $\bar{U}_2$ обмотки W_2 тахогенератора и выдается сигнал на усилитель и далее на исполнительный механизм для устранения рассогласования.

При работе исполнительного механизма движок потенциометра обратной связи перемещается в сторону согласования моста. В согласованном положении векторная диаграмма моста будет иметь вид, приведенный на рис. 10.77, в.

Если скорость вращения тахогенератора уменьшается от рассмотренного первоначального равновесного положения, то векторная диаграмма приобретает вид, приведенный на рис. 10.77, г, из которой видно, что фаза сигнала $\bar{U}_c$ меняется.

Составив аналитическую зависимость между модулями вектора $\bar{U}_c$ и соотношением величин X_L и R_T , можно пока-

зять, что при соответствующем выборе параметров моста ΔU_c пропорционально $\Delta n_{пр}$.

Схема фазового дискриминатора приведена на рис. 10.78. На вход фазочувствительного усилителя (ФЧУ) через трансформатор Tr_1 подается напряжение рассогласования U_c с выхода измерителя рассогласования. Нагрузкой ФЧУ R_H яв-

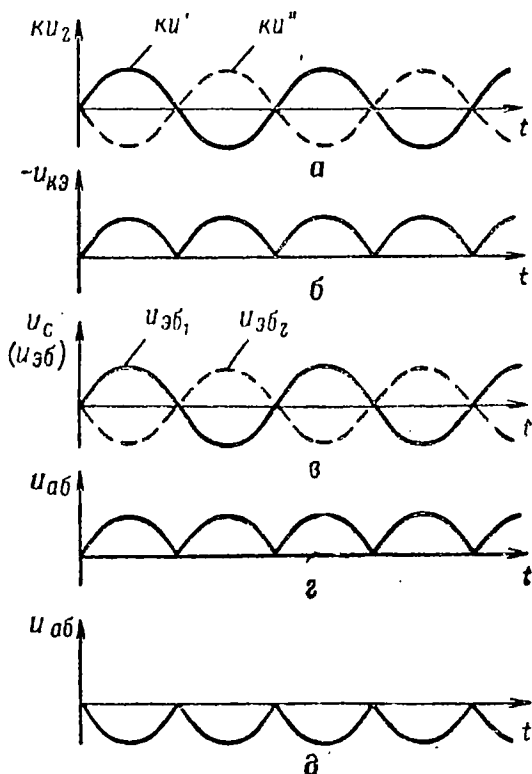


Рис. 10.79. Напряжения в цепях фазового дискриминатора при входном сигнале, находящемся в фазе или противофазе с напряжением питания

ляется входное сопротивление усилителя $R_{вх_y}$ ($R_H = R_{вх_y}$). Напряжение питания ФЧУ подается от обмотки W_2 тахогенератора через повышающий автотрансформатор со средней точкой. Это напряжение выпрямляется двухполупериодными мостовыми выпрямителями B_1 и B_2 , в результате чего на коллектор каждого из транзисторов T_1 и T_2 подается отрицательное пульсирующее напряжение $u_{к3}$ (рис. 10.79, а), среднее значение которого $U_d = 0,9KU_2$ (рис. 10.79, б).

Как известно, транзистор типа $p-n-p$, используемый в данной схеме, открыт при наличии отрицательных потенциалов

на коллекторе и базе по отношению к эмиттеру (рис. 10.79, в). Следовательно, при полярности входного сигнала, обозначенной на схеме, приведенной на рис. 10.78, знаками в кружочках, открыт транзистор T_1 , а транзистор T_2 заперт. При этом в цепи нагрузки протекает ток от точки a к точке b . Во второй полупериод (знаки без кружков) транзистор T_1 запирается, транзистор T_2 открывается, но направление тока в нагрузке остается неизменным. Так как нагрузкой схемы является омическое сопротивление, то график изменения напряжения на нагрузке может быть представлен рис. 10.79, г.

Если же фаза входного сигнала U_c по отношению к напряжению питания (U_2) изменится на 180° , то направление тока в цепи нагрузки будет от точки b к точке a и полярность выходного напряжения изменится на обратную (рис. 10.79, д).

Работа схемы ФЧУ рассматривалась в предположении, что входной сигнал U_c по отношению к напряжению питания U_2 находится в фазе или противофазе. Однако, как это следует из векторных диаграмм измерителя рассогласования, вектор напряжения $\bar{U}_c$ сдвинут по отношению к вектору $\bar{U}_2$ на угол φ . Составляющая напряжения $\bar{U}_c$, сдвинутая на 90° по отношению к вектору $\bar{U}_2$, влияющая на величину выходного напряжения оказывать не будет, что иллюстрируется графиками, приведенными на рис. 10.80.

В период времени от 0 до $1/4T$ (фаза напряжения U_c соответствует знакам в кружочках) эмиттер транзистора T_1 имеет положительный потенциал (рис. 10.80, в) и ток в цепи нагрузки протекает от точки a к точке b (рис. 10.80, г). В момент $T/4$ потенциал эмиттера транзистора T_1 становится отрицательным, а потенциал эмиттера транзистора T_2 — положительным. При этом транзистор T_1 запирается, а транзистор T_2 открывается. Ток в цепи нагрузки меняет свое направление.

В интервале от $T/2$ до $3/4T$ транзистор T_2 остается открытым, но изменяется фаза напряжения U_2 , за счет чего ток в цепи снова протекает от точки a к точке b . В интервале от $3/4T$ до T открывается транзистор T_1 , фаза напряжения U_2 соответствует знакам без кружков, и ток протекает в нагрузке от точки b к точке a .

Таким образом, среднее значение напряжения на нагрузке при входном сигнале, сдвинутом на 90° по отношению к напряжению питания U_2 , равно нулю. Отсюда следует, что напряжение на нагрузке определяется составляющей $\bar{U}_c$, совпадающей с направлением вектора $\bar{U}_2$.

Напряжение с ФЧУ подается на вход усилительного каскада. Нагрузкой усилителя являются обмотки реле РП₁ и

$РП_2$, включенные в цепи эмиттеров транзисторов T_3 и T_4 (рис. 10.76).

Если «+» выходного напряжения $U_{аб}$ подается на базу транзистора T_3 , а «—» на базу транзистора T_4 , то транзистор T_3 закрывается, а транзистор T_4 открывается. В эмиттерной цепи транзистора T_4 появляется ток, и срабатывает поляризованное реле $РП_2$. При изменении полярности выход-

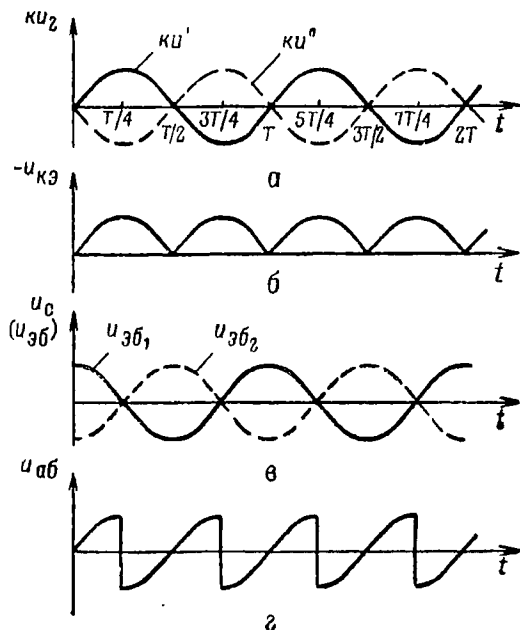


Рис. 10.80. Напряжения в цепях фазового дискриминатора при входном сигнале, сдвинутом на 90° по отношению к напряжению питания

ного напряжения $U_{аб}$ открывается транзистор T_3 и срабатывает поляризованное реле $РП_1$.

Сопротивление R_d служит для ограничения тока в цепи открытого транзистора. Сопротивления R создают замкнутую цепь для источника сигнала.

Релейная схема коммутации в системе управления входными устройствами ТРД приведена на рис. 10.81.

Для автоматического управления необходимо включить выключатель «Автомат». При этом сработают реле $1P$ и $2P$, которые своими нормально замкнутыми контактами отключают цепи ручного управления электрогидрокранами конуса и створок.

Когда скорость полета достигает величины, при которой замыкаются контакты K Ма-реле (число $M \geq M_{зад}$),

срабатывает реле $ЗР$. Оно своими нормально разомкнутыми контактами замыкает цепи автоматического управления органами воздухозаборника. Увеличение $n_{пр}$ до значения $n_{пр1}$ приводит к срабатыванию реле $РП_2$, включающему электрогидрокран $У$ уборок конуса.

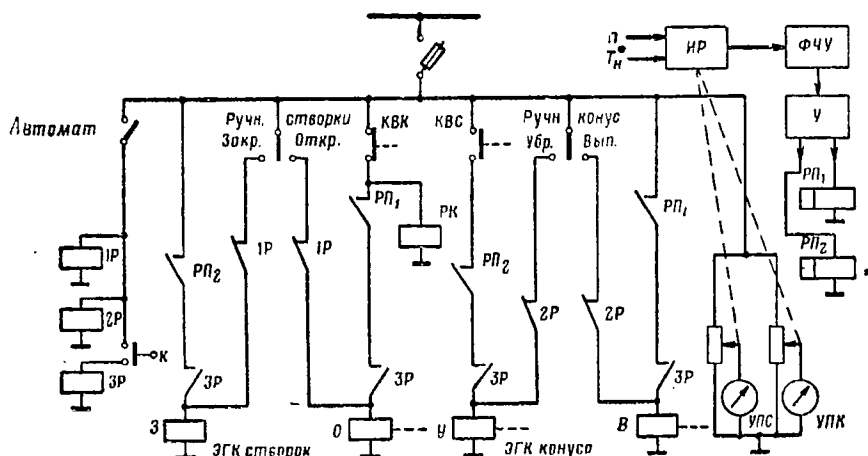


Рис. 10.81. Релейная схема коммутации в системе управления входным устройством ТРД

дрокран $З$ закрытия створок. При уменьшении угла φ_c (в диапазоне $n_{пр1} \div n_{пр2}$) изменяется положение ползунка потенциометра обратной связи $R_{ос2}$. Полное закрытие створок фиксируется замыканием концевого выключателя $КВС$, а

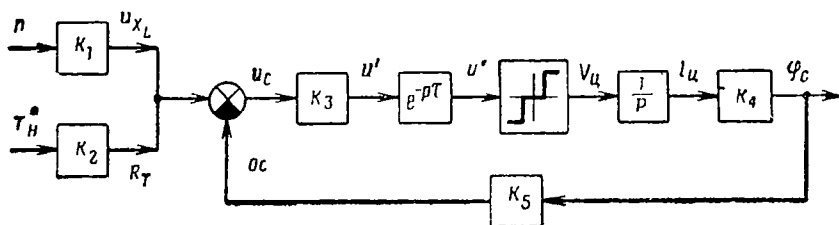


Рис. 10.82. Структурная схема следящей системы управления углом поворота створок с релейным усилителем

дальнейшее нарастание $n_{пр}$ приводит к включению электрогидрокрана $У$ уборок конуса. Как только конус отойдет от своего крайнего выпущенного положения, разомкнутся контакты $КВК$ концевого выключателя конуса, что в свою очередь приведет к срабатыванию реле $РК$. Последнее изменит параметры контура обратной связи (рис. 10.76).

Уменьшение $n_{пр}$ приводит к срабатыванию реле $РП_1$, и схема начинает работать в обратном направлении.

Ручное управление створками и конусом осуществляется с помощью двух нажимных переключателей «Ручн. створки» и «Ручн. конус» при разомкнутом выключателе «Автомат».

Структурная схема следящей системы управления углом поворота створок приведена на рис. 10.82. На схеме V_n — скорость перемещения гидроцилиндра привода створок, l_c — перемещение гидроцилиндра.

Структурная схема релейного усилителя представлена на рис. 10.82 в виде последовательного соединения двух звеньев: звена с постоянным запаздыванием $e^{-p\tau}$ и безынерционного нелинейного элемента $F[u''(t)]$.

ГЛАВА 11

СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЗАПУСКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

§ 11.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Чтобы авиационный двигатель как внутреннего сгорания, так и реактивный мог начать активно работать, его необходимо вначале привести в движение принудительным образом, т. е. вывести на минимальный режим устойчивой работы. Процесс вывода на этот режим, называемый режимом малого газа, и представляет собой запуск двигателя. Для запуска двигателя нужно, чтобы рабочее тело в нем было доведено до состояния, при котором в двигателе могут устойчиво протекать определенные, свойственные только ему одному процессы.

Запуск авиационного двигателя (двигателей) представляет одну из основных операций при подготовке самолета к вылету, оказывающую существенное влияние на его тактические свойства. На запуск авиадвигателя затрачивается значительное время и требуется наличие мощных источников энергии. К пусковому устройству авиадвигателя предъявляются следующие основные требования: обеспечение запуска авиадвигателя на земле и в воздухе при всех условиях, возможных при эксплуатации; постоянная готовность к действию; возможно малая продолжительность запуска; экономичность в отношении расхода энергии; простота в эксплуатации и обслуживании; небольшие размеры и вес.

Запуск современного авиационного двигателя производится с помощью специальных пусковых устройств, к которым относятся стартер, пусковая топливная система и система зажигания, а также аппаратура управления.

Стартер предназначен для принудительной раскрутки авиадвигателя на земле до требуемой скорости вращения.

Пусковая топливная система (на некоторых газотурбинных двигателях она отсутствует) предназначена для образования при пуске в камере сгорания смеси, способной к воспламенению. Пусковая система зажигания обеспечивает при пуске поджигание топливовоздушной смеси.

Система запуска авиадвигателя в значительной степени определяется типом стартера. Выбор системы запуска зависит от многих факторов, из которых важнейшими являются мощность и тип авиадвигателя, целевое назначение летательного аппарата, время в течение которого двигатель должен быть выведен на режим малого газа.

В качестве стартеров применяются:

- стартеры воздушного запуска, использующие энергию сжатого воздуха;
- пороховые стартеры, использующие энергию газов взрывчатых веществ;
- вспомогательные газотурбинные пусковые двигатели (турбостартеры), которые в свою очередь запускаются электрическими стартерами небольшой мощности;
- электрические стартеры.

Стартеры воздушного запуска в настоящее время применяются редко в связи с малой эффективностью и большим расходом воздуха при запуске двигателя. Сжатый воздух для обеспечения запуска двигателя подается либо непосредственно на лопатки турбины двигателя, либо приводит в действие специальную турбину, которая вращает двигатель.

Пороховой стартер состоит из газовой турбины и генератора газа. Газ образуется при горении пороха, размещаемого в пиропатронах. Особенностью системы запуска с использованием пороха является то, что начавшееся его горение нельзя прекратить до полного сгорания. Поэтому для предотвращения повышения скорости вращения турбины сверх допустимых пределов доступ газа на ее лопатки должен быть прекращен при определенной скорости вращения турбины.

Пороховой стартер может обеспечить получение больших мощностей. Это позволяет применять его для запуска как турбореактивных, так и турбовинтовых двигателей. Однако пороховые стартеры широкого распространения не получили, так как имеют ряд существенных недостатков: высокую температуру при сгорании пороха, что ограничивает рабочий цикл временем, примерно равным 3 сек; необходимостью применения материалов, устойчивых к пороховым газам; потребностью в частой чистке стартера от нагара; сложностью хранения пиропатронов; расщеплением пороха, находящегося в пиропатроне, при температурах ниже -40°C ; уменьшением энергетической отдачи пороха с понижением температуры.

Кроме того, эти стартеры небезопасны в пожарном отношении.

Для запуска турбореактивных двигателей с тягой, большей 3000 кг, в ряде случаев применяются турбостартеры в качестве которых используются малогабаритные газотурбинные двигатели, обладающие всеми устройствами и системами, необходимыми для работы обычного газотурбинного двигателя. Турбостартеры имеют, как правило, центробежный компрессор, приводимый в действие одноступенчатой турбиной, и отличаются между собой типом и формой камеры сгорания, способом передачи мощности на ротор двигателя, а также своими размерами и характеристиками. Процесс запуска полностью автоматизирован, причем операции по запуску авиационного двигателя выполняются в функции времени и скорости вращения его вала.

Достоинствами газотурбинной системы запуска двигателей являются: сравнительно небольшой расход энергии на запуск самого стартера, а следовательно, большая автономность системы; возможность получения в небольших габаритах стартера значительной мощности, что необходимо для обеспечения ускоренного запуска двигателей.

Однако использование турбостартеров значительно усложняет производство и эксплуатацию двигателя, увеличивает общее время запуска, так как ко времени запуска основного двигателя добавляется время на запуск турбостартера.

Наиболее широкое распространение для запуска различных авиационных двигателей получили электростартеры. Они отличаются простотой устройства и управления, обеспечивают многократное повторение запуска, имеют сравнительно небольшие размеры и вес по отношению к развиваемой мощности, постоянно готовы к действию, надежны в работе, просты и удобны в обслуживании.

§ 11.2. ОСОБЕННОСТИ ЗАПУСКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Условия запуска поршневых и реактивных двигателей сильно отличаются друг от друга.

Запуск современных мощных поршневых авиадвигателей представляет значительные трудности. Для того чтобы пустить в ход такой двигатель, необходимо предварительно заполнить цилиндр горючей смесью, подготовить ее к зажиганию, а затем воспламенить. Практика показывает, что для образования горючей смеси, способной воспламениться, необходимо сообщить поршню двигателя скорость не менее 30 см/сек, что для большинства современных авиадвигателей соответствует скорости вращения около 50—60 об/мин. Чтобы все цилиндры авиадвигателя заполнились горючей смесью,

коленчатый вал должен сделать не менее двух полных оборотов с этой скоростью вращения. Принудительное вращение коленчатого вала авиадвигателя связано с расходом энергии, идущей на возмещение потерь на трение, преодоление сопротивления движению поршней цилиндров при всасывании, сжатии и выталкивании горючей смеси, на приведение в движение вспомогательных устройств, связанных с работой винтомоторной группы.

На рис. 11.1 представлена кривая изменения момента сопротивления поршневого авиадвигателя в зависимости от угла поворота коленчатого вала при его раскрутке. Как видно из рисунка, результирующий момент колеблется около среднего значения $M_{\text{ср}}$, который уменьшается по мере раскрутки коленчатого вала и приближается к некоторому установившемуся постоянному значению, причем одновременно уменьшаются и амплитуды колебаний момента.

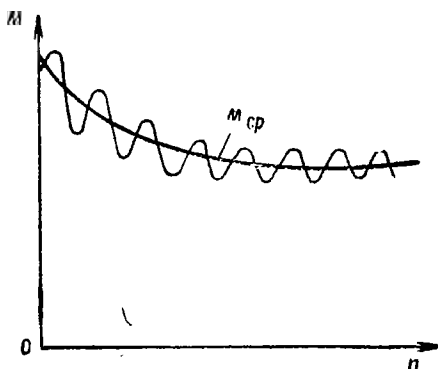


Рис. 11.1. Кривая изменения момента сопротивления поршневого авиадвигателя в зависимости от угла поворота коленчатого вала при его запуске

Момент, потребный для приведения во вращение вала двигателя, и амплитуды колебаний его зависят от конструкции и мощности самого двигателя, а также от температуры, в особенности в местах соприкосновения подвижных частей. С понижением температуры момент сопротивления возрастает, вследствие чего запуск двигателя зимой значительно усложняется.

Своего установившегося значения средний момент сопротивления достигает уже после 1—1,5 оборота коленчатого вала, а для многоцилиндровых двигателей и еще раньше. Поэтому практически при анализе процесса запуска авиадвигателя момент сопротивления можно принимать постоянным и равным установившемуся. Значения результирующего момента для современных двигателей достигают до 80 кгМ и выше при температуре 15°С и увеличиваются с понижением температуры, достигая 1500 кгМ при отрицательных температурах.

Среднее значение момента статического сопротивления во время пуска зависит от объема всех цилиндров, типа и конструкции двигателя и внешних условий при пуске (температуры, качества смазки и т. п.).

Условия запуска турбореактивных двигателей существенно отличаются от условий запуска поршневых авиадвигателей.

Рабочий процесс газотурбинного двигателя (турбореактивного или турбовинтового) характерен тем, что в одном из основных его элементов — камере сгорания — происходит устойчивое горение горючей смеси, которое может быть только при непрерывном поступлении в камеру необходимого количества воздуха и при создании в ней некоторого избыточного его давления. Указанные условия создаются вращением компрессора.

Для запуска турбореактивного двигателя необходимо вначале внешним источником энергии довести скорость вращения компрессора до определенной величины. При этой скорости в камере сгорания создается расход воздуха и давление, при которых турбина развивает мощность, достаточную для вращения компрессора. Если турбина доведена до этой скорости вращения, то дальнейшее нарастание ее может происходить за счет избытка мощности турбины над мощностью, необходимой для вращения компрессора. Однако мощность, развиваемая в это время турбиной, не обеспечивает достаточно быстрого нарастания скорости вращения и достаточного количества воздуха для горения топлива и охлаждения двигателя, в связи с чем компрессору необходимо сообщать дополнительное ускорение с помощью стартера. Недостаточная подача воздуха в камеры сгорания может вызвать недопустимое повышение температуры газов, опасное для камер сгорания и турбины. Продолжительность разгона двигателя до момента вступления в действие турбины должна быть не больше определенной величины, в противном случае также возможен перегрев турбины.

Основное сопротивление вращению ротора в процессе запуска создается проталкиванием и сжатием воздуха в компрессоре. Мощность, затрачиваемая на вращение компрессора, зависит от количества воздуха, проходящего через двигатель, степени сжатия воздуха в компрессоре и коэффициента полезного действия. Она определяется значениями упомянутых параметров на пусковых режимах для конкретного типа двигателя. Момент сопротивления компрессора M_k пропорционален квадрату скорости вращения

$$M_k = An^2. \quad (11.1)$$

Момент, обусловленный преодолением сил трения и приводом вспомогательных агрегатов — $M_{тр}$, составляет весьма небольшую величину и в процессе запуска остается практически постоянным

$$M_{тр} = \text{const.} \quad (11.2)$$

Вращающий момент M_T , развиваемый турбиной с начала вступления ее в активную работу, практически линейно зависит от скорости вращения (при постоянной температуре газов перед сопловым аппаратом турбины), т. е.

$$M_T = mn - p, \quad (11.3)$$

где m и p — постоянные коэффициенты.

Коэффициенты m и p зависят от характеристик турбины двигателя на пусковых режимах и могут быть определены, если для данного или подобного двигателя известна скорость вращения n_1 , при которой турбина включается в работу, и скорость вращения n_2 , при которой вращающий момент турбины равен моменту сопротивления компрессора, исходя из следующих условий:

при $n = n_1$

$$M_T = 0 \text{ и } mn_1 = p;$$

при $n = n_2$, полагая $M_{Tp} = 0$,

$$M_T = M_K \text{ и } mn_2 - p = An_2^2.$$

Тогда

$$m = A \frac{n_2^2}{n_2 - n_1};$$

$$p = \frac{n_1 n_2^2}{n_2 - n_1}.$$

Для раскрутки ротора авиадвигателя движущий момент, состоящий из момента стартера $M_{ст}$ и турбины, должен превышать результирующий момент сопротивления настолько, чтобы вращающиеся части двигателя все время получали необходимое угловое ускорение $\varepsilon = \frac{d\omega}{dt}$, т. е. чтобы

$$M_{ст} + M_T = M_K + M_{Tp} + J\varepsilon, \quad (11.4)$$

где J — момент инерции вращающихся частей ГТД (равен $0,5—15 \text{ кгм}^2$).

Графическая зависимость действующих моментов от скорости вращения при запуске двигателя приведена на рис. 11.2. На рисунке зависимость $M_{ст} = f(n)$ не представлена, так как она в большинстве случаев определяется типом стартера и в значительной степени системой управления.

Увеличение скорости вращения ротора турбины от n_1 до n_2 приводит к неустойчивому режиму работы. Действительно, малейшее отклонение скорости вращения от n_2 приводит или к остановке двигателя или к дальнейшему разгону. Поэтому заканчивать запуск на скорости n_2 нельзя, а необходимо, чтобы стартер продолжал работать и доводил скорость

вращения до некоторой величины n_3 , называемой скоростью сопровождения. При этой скорости турбина создает значительный избыточный момент, за счет которого двигатель без помощи стартера выходит на режим малого газа, характеризуемый устойчивой скоростью холостого хода n_4 . Скорость сопровождения имеет величину, равную 1000—2500 об/мин (у некоторых двигателей она доходит до 5000 об/мин).

Таким образом, раскрутка ротора двигателя в процессе запуска осуществляется пусковым устройством и турбиной двигателя. При этом пусковое устройство и турбина участ-

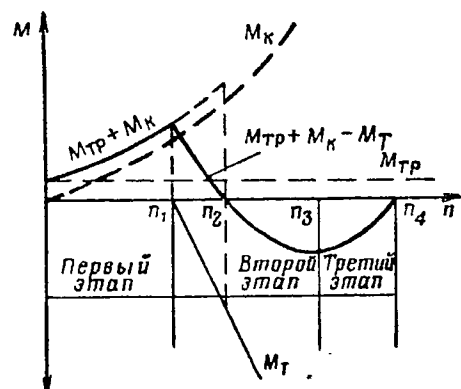


Рис. 11.2. Моменты, действующие при запуске газотурбинного авиадвигателя, в функции скорости вращения

вуют в раскрутке не весь период запуска; имеются промежутки, когда раскрутка ротора двигателя ведется либо пусковым устройством, либо совместно пусковым устройством и турбиной, либо турбиной. Поэтому процесс запуска условно может быть разбит на три этапа (рис. 11.2).

На первом этапе, начинающемся с момента подключения пускового устройства к ротору двигателя и заканчивающемся в момент воспламенения горючей смеси в ка-

мерах сгорания, происходит раскрутка ротора двигателя только пусковым устройством. В течение этого этапа по всему газозоудшному тракту двигателя проходит чистый воздух, причем количество воздуха и его давление за компрессором по мере роста скорости вращения ротора двигателя увеличиваются. Максимальная скорость вращения, до которой пусковое устройство может раскрутить ротор двигателя, выбирается исходя из того, чтобы в эксплуатации при такой и несколько меньшей скорости вращения создавались условия, обеспечивающие надежное воспламенение и устойчивое горение горючей смеси.

На втором этапе, начинающемся с момента воспламенения горючей смеси в камерах сгорания и заканчивающемся в момент отключения пускового устройства от ротора двигателя, происходит совместная раскрутка ротора двигателя пусковым устройством и турбиной двигателя. Одновременная работа стартера и турбины сокращает время достижения требуемой для запуска скорости вращения ротора двигателя и исключает опасность перегрева лопаток турбины и

камер сгорания, так как расход воздуха через камеры при этом быстро растет, т. е. сокращается время работы ГТД на переобогащенной смеси. Момент стартера при скоростях, больших n_3 , быстро уменьшается и составляет небольшую долю от момента турбины.

На третьем этапе, начинающемся с момента отключения пускового устройства и заканчиваемся моментом выхода двигателя на режим малого газа, ротор двигателя раскручивается только турбиной. Если избыточная мощность турбины после отключения стартера недостаточна, то время выхода ее на скорость малого газа «затягивается» или ГТД может заглохнуть.

Рассмотренные этапы запуска характерны для процесса вывода на режим малого газа большинства современных газотурбинных двигателей. В случаях ускоренного вывода отдельных типов двигателей на режим малого газа третий этап запуска отсутствует. До скорости вращения, соответствующей режиму малого газа, двигатель раскручивается совместно пусковым устройством и турбиной.

Продолжительность каждого этапа процесса запуска разная, но, как правило, наиболее длительным является второй этап. Продолжительность каждого этапа зависит от соотношения (баланса) мощностей, действующих на ротор двигателя в процессе запуска.

Мощность пускового устройства, а следовательно, и его вес зависят от требуемого времени запуска и развиваемой двигателем тяги или мощности. Чем быстрее должен запускаться двигатель, тем мощнее должно быть пусковое устройство. Так, например, для ТРД с тягой $P=3500-4000$ кг запуск в течение 35—40 сек может быть осуществлен стартером, имеющим мощность 100—120 л. с.; при времени запуска около 20 сек потребуется мощность стартера около 200 л. с., а для запуска в течение 10 сек — примерно 400 л. с. Увеличение тяги ТРД в два раза потребует для запуска увеличения мощности стартера ориентировочно в четыре раза. Приведенные цифры свидетельствуют о том, что проблема создания мощного и легкого стартера для двигателя большой тяги с малым периодом запуска (например, для истребителя-перехватчика) стоит достаточно остро. Для ТВД, имеющих продолжительность запуска 60—100 сек, необходимую мощность стартера оценивают ориентировочно в 20—25 л. с. на каждые 1000 л. с. развиваемой двигателем мощности.

Для облегчения запуска газотурбинных двигателей в некоторых случаях приходится принимать меры к увеличению мощности турбины двигателя в процессе запуска и к уменьшению мощности, необходимой на вращение ротора. Увеличение мощности турбины при заданной величине температуры газа перед турбиной может быть достигнуто увеличением

перепада давлений на турбине. Поэтому, если двигатель снабжен регулируемым реактивным соплом, при запуске его нужно максимально раскрыть.

Для уменьшения затраты мощности на вращение компрессора при наличии поворотного направляющего аппарата его лопатки можно поставить в такое положение, чтобы уменьшить расход воздуха через двигатель. Аналогичный результат можно получить, открыв при запуске за средними ступенями компрессора окна для перепуска воздуха в атмосферу. У ТВД, кроме того, облегчение условий запуска достигается установкой винта на предельно малый шаг.

Избыточная мощность турбины на режимах запуска зависит от величины давления воздуха, создаваемого компрессором, и допустимого подогрева воздуха в камерах сгорания. Допустимый подогрев воздуха в камерах сгорания определяется из условия обеспечения во всем диапазоне пусковых режимов устойчивой работы компрессора.

На современных ТРД широкое применение нашли осевые компрессоры с высокой степенью сжатия воздуха, достигающей 10—12, при максимальной скорости вращения ротора двигателя. Компрессор выполняется так, чтобы получить наилучшие показатели работы двигателя на расчетном режиме. Вращающиеся и неподвижные лопатки в компрессоре устанавливаются таким образом, чтобы происходило безотрывное их обтекание, благодаря чему создаются условия, при которых потери давления в компрессоре на расчетном режиме будут минимальными. На других режимах работы двигателя плавное обтекание лопаток нарушается, возникают срывы потока. В некоторых случаях срывы потока в элементах компрессора приводят к неустойчивой работе (помпажу). Чем больше степень сжатия воздуха в компрессоре на максимальном режиме, тем меньше у такого компрессора диапазон устойчивой работы.

Неустойчивая работа компрессора характеризуется резким периодическим колебанием давления и скоростей в потоке воздуха, проходящего через компрессор, колебанием воздушного потока в двигателе, а иногда и выбросом воздуха из компрессора во входное устройство. При возникновении помпажа нормальная работа ТРД нарушается, тяга его падает и может произойти срыв пламени в камерах сгорания. В таких условиях вывести двигатель с осевым компрессором, имеющим высокую степень сжатия, на режим малого газа без регулирования компрессора не представляется возможным. Регулирование работы компрессора на нерасчетных (пусковых) режимах может осуществляться путем перепуска воздуха из промежуточных ступеней компрессора и поворота лопаток спрямляющих аппаратов. Перепуск воздуха осуществляется через специальные окна, имеющиеся на корпусе компрессора.

Через окна выпускается до 15—20% общего расхода воздуха. При переходе на режимы, на которых устойчивая работа компрессора обеспечивается и при отсутствии перепуска воздуха из компрессора, окна закрываются автоматически специальными лентами.

При эксплуатации двигателя в полете иногда возникает необходимость запуска его после самопроизвольного или преднамеренного выключения.

Самовыключение ТРД наблюдается при стрельбе из бортового оружия, изменении режима работы двигателя, появлении неполадок в отдельных агрегатах и системах двигателя и самолета. Турбореактивный двигатель очень чувствителен к изменению расхода воздуха через него, а также к внешним возмущениям воздуха на входе в воздухозаборное устройство и компрессор. Он требует достаточно точной регулировки подачи топлива на неустановившихся режимах работы, особенно при полетах на больших высотах. Для самовыключения двигателя иногда бывает достаточно кратковременного действия одного из возмущающих факторов.

Если на двигателе нет специальных устройств, тормозящих ротор или прекращающих проход воздуха через двигатель, то он полностью после самовыключения не останавливается, а вращается — авторотирует. При этом часть энергии летящего самолета бесполезно расходуется на вращение ротора.

На пилотируемых самолетах указанные тормозные устройства обычно отсутствуют, а режим авторотации (самовращения) является исходным режимом при запуске в полете. Поэтому на запуск двигателя в полете в первую очередь должны оказывать влияние параметры двигателя на этом режиме.

Скорость вращения ротора двигателя на режимах авторотации повышается с увеличением высоты и скорости полета. Расход воздуха через двигатель уменьшается с увеличением высоты.

С изменением скорости и высоты полета на режиме авторотации изменяются также все характеристики горючей смеси в камере сгорания. Наибольшее влияние на это изменение характеристик оказывает высота полета. При увеличении высоты полета воспламеняемость смеси в камере сгорания ухудшается за счет понижения давления, температуры и уменьшения коэффициента избытка воздуха. На ухудшение воспламеняемости смеси в камере сгорания при увеличении скорости полета на режиме авторотации оказывает влияние только происходящее при этом увеличение скорости движения смеси. Остальные параметры горючей смеси изменяются при этом так, что условия для воспламенения смеси улучшаются.

При запуске двигателя в полете, так же как и при запуске на земле, он выводится с режима авторотации на минимальный режим устойчивой работы — режим малого газа. Вывод двигателя на режим малого газа в полете осуществляется без использования пускового устройства, имеющегося на двигателе, поскольку набегающий поток уже при минимальных скоростях полета самолета создает раскрутку ротора двигателя, равную раскрутке, создаваемой стартером при запуске на земле. Для обеспечения запуска двигателя в полете необходимо в первую очередь создать эффективный очаг пламени для воспламенения горючей смеси в камере сгорания.

Однако скорость вращения ротора двигателя на режиме малого газа в полете может существенно отличаться от таковой в наземных условиях, так как она зависит от скорости и высоты полета.

Надежность запуска газотурбинного двигателя в полете в конечном счете определяется характером протекания процесса раскрутки ротора двигателя от скорости вращения на режиме авторотации до скорости вращения на режиме малого газа. Этот процесс должен быть кратковременным, а температура газов не должна превышать допустимых значений.

На всех высотах с увеличением скорости полета качество запуска двигателя улучшается, т. е. время выхода на режим малого газа и температура газов за турбиной при запуске уменьшаются. Поэтому из условия обеспечения ускоренной раскрутки ротора двигателя до скорости вращения, соответствующей режиму малого газа, запуск двигателя лучше производить при возможно больших скоростях полета, но не больше скоростей, ограничивающих возможность воспламенения и горения пускового и основного топлива.

С увеличением высоты полета условия выхода двигателя на режим малого газа ухудшаются, так как при этом уменьшается избыточная мощность турбины и увеличивается скорость вращения, до которой необходима раскрутка ротора при запуске в этих условиях.

Запуск двигателя в полете производится в такой последовательности;

- 1) выбираются необходимые для надежного запуска высота и скорость полета (для каждого двигателя по экспериментальным данным известны граничные значения высоты и скорости полета);

- 2) включаются подкачивающий топливный насос и система, обеспечивающая создание первоначального очага пламени;

- 3) рычаг управления двигателем переводится в положение «Малый газ».

Двигатель должен самостоятельно выйти на режим ма-

лого газа. При неудачном запуске производится повторная попытка запуска после соответствующей продувки двигателя на меньшей высоте полета.

Запуск турбовинтового двигателя в полете из-за наличия винтов, которые под воздействием набегающего потока при определенных условиях могут создавать дополнительную раскрутку ротора, отличается от запуска в полете турбореактивного двигателя. За счет изменения угла установки лопастей винтов можно на любой высоте и скорости полета получить нужную скорость авторотации ротора двигателя (от нуля до максимальной). Вместе с этим в широком диапазоне изменяются и параметры по тракту двигателя, что отражается на надежности воспламенения и горения пускового и основного топлива, а также на работе газовых турбин двигателя в процессе запуска.

Запуск турбовинтового двигателя в полете начинается с расфлюгирования лопастей винтов (установленных во флюгерное положение после выключения двигателя). При этом ротор двигателя выводится на промежуточную скорость вращения, при которой обеспечивается воспламенение и горение пускового и основного топлива. В дальнейшем запуск двигателя происходит при совместном действии моментов от воздушных винтов и турбин двигателя.

В процессе запуска, используя воздушные винты, можно создавать значительные крутящие моменты, значительно большие крутящего момента, получаемого на роторе турбореактивного двигателя при запуске. Вследствие этого время выхода турбовинтового двигателя на режим малого газа в полете значительно меньше времени выхода на подобный режим турбореактивного двигателя.

Сам процесс запуска турбовинтового двигателя в полете может быть представлен в следующем виде.

После установления необходимой скорости полета (в основном близкой к минимальной) и включения кнопки или перекидного выключателя «Запуск двигателя в воздухе» короткими импульсами производится частичное расфлюгирование винтов до скорости вращения ротора, при которой происходит воспламенение смеси в камере сгорания. После воспламенения смеси, что контролируется по увеличению температуры газов за турбиной, выключается кнопка или выключатель «Запуск двигателя в воздухе» и дополнительным расфлюгированием винтов обеспечивается дальнейшая раскрутка ротора двигателя до режима малого газа. Это дополнительное расфлюгирование особенно необходимо в тех случаях, когда после воспламенения смеси в камере сгорания интенсивно нарастает температура газов за турбиной и незначительно увеличивается скорость вращения ротора двигателя.

Таким образом, можно выделить следующие основные этапы запуска турбовинтовых двигателей в полете:

1) предварительный вывод винтов из флюгерного положения (при этом обеспечивается образование огневых факелов у пусковых воспламенителей);

2) прекращение вывода винтов из флюгерного положения и воспламенение горючей смеси в камерах сгорания;

3) дальнейшая раскрутка ротора двигателя до режима малого газа.

§ 11.3. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СТАРТЕРЫ ДЛЯ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Различают следующие типы электрических стартеров: прямого действия и как их разновидность — стартер-генераторы, косвенного действия (электроинерционные) и комбинированного действия.

В стартерах прямого действия (рис. 11.3) электродвигатель 1 через редуктор 2 с передаточным отношением около 3 и механизм сцепления 3 раскручивает вал авиадвигателя 4. По достижении валом авиадвигателя требуемой скорости вращения или по истечении

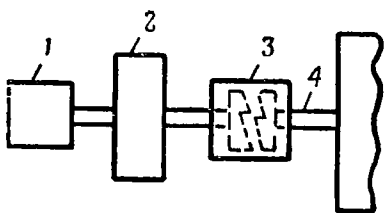


Рис. 11.3. Структурная схема электрического стартера прямого действия:

1 — электродвигатель; 2 — редуктор; 3 — механизм сцепления; 4 — вал авиадвигателя

определенного промежутка времени электродвигатель отключается от сети.

Электродвигатель, рассчитанный на повторно-кратковременный режим работы, имеет обычно смешанное возбуждение. Основная часть ампер-витков возбуждения создается последовательной обмоткой, параллельная же обмотка служит лишь для ограничения скорости холостого хода, так как работа на собственный редуктор для стартера газотурбинного двигателя не является нагрузкой, достаточной для предохранения электродвигателя от «разноса». При последовательном возбуждении электродвигатель сравнительно мало чувствителен к понижениям напряжения при больших токах и в то же время отличается более экономичным расходом энергии в пусковом режиме, чем при параллельном возбуждении.

Механизм сцепления обеспечивает сцепление электродвигателя с валом авиадвигателя, как только электродвигатель приходит во вращение, и расцепление их, когда скорость вращения выходного вала редуктора становится ниже скорости вращения вала авиадвигателя.

В качестве механизма сцепления часто применяются храповые муфты. Использование храповых муфт для передачи крутящего момента от стартера к двигателю требует применения специальных устройств для обеспечения надежной работы их в начальный момент запуска. Эти устройства должны обеспечивать безударное подключение стартера. В электрические системы запуска для этой цели вводится дополнительное сопротивление, за счет которого крутящий момент в начале запуска снижается до величины, при которой вал авиадвигателя может прокручиваться с относительно малой угловой скоростью.

Преимущества стартеров прямого действия заключаются в простоте устройства и обслуживания, надежности действия, сравнительно небольшом времени запуска и относительно высоком к. п. д. (0,5—0,6).

Недостатки стартеров прямого действия состоят в следующем: электродвигатель стартера должен иметь сравнительно большую мощность, а следовательно, большие размеры и вес; после запуска авиадвигателя электродвигатель не используется; для питания электродвигателя необходимы аккумуляторы большой емкости.

Применение стартеров прямого действия для запуска поршневых авиадвигателей не представляется возможным, так как сами стартеры и их источники питания (аккумуляторные батареи) получаются в этом случае слишком громоздкими.

Для запуска газотурбинных двигателей используются стартеры прямого действия СТ-2, СТ-2-48 и СТ-2-48В.

Двигатели стартеров четырехполюсные, закрытого исполнения. Стремление использовать электродвигатель стартера не только в период запуска авиадвигателя, но и во время полета привело к созданию стартер-генератора, который по существу является дальнейшим развитием стартера прямого действия. Стартер-генератор представляет собой электрическую машину, соединенную с валом авиадвигателя через редуктор. В период запуска авиадвигателя машина работает в режиме двигателя, а затем в режиме генератора. Очевидно, что в этом случае достигается значительная экономия в весе.

Совмещение функций стартерного двигателя и генератора в одной машине возможно лишь при значительной мощности авиационного генератора. Об этом подробно сказано в главе 3.

Для возможности использования генератора в стартерном режиме необходимо применение редуктора, обеспечивающего два автоматически изменяющихся передаточных отношения: передаточное отношение от стартер-генератора к валу авиадвигателя в генераторном режиме должно быть равно

или меньше единицы, в стартерном режиме — больше единицы.

Такие передачи вводятся в кинематическую цепь приводов двигателя или являются элементом конструкции самого стартер-генератора.

На рис. 11.4 приведена схема редуктора стартер-генератора, состоящего из двух обгонных муфт (муфт свободного хода) — храповой муфты 1 и роликовой муфты 2, вмонтированных во втулки зубчатых колес, и двух пар цилиндрических шестерен. При работе стартер-генератора в стартерном

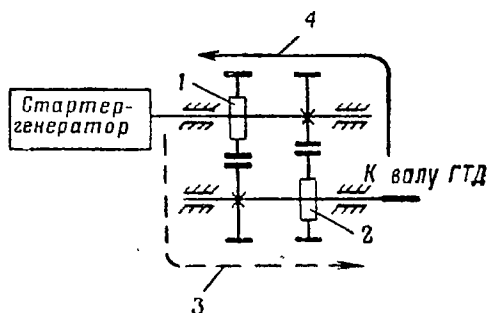


Рис. 11.4. Схема редуктора стартер-генератора:

1 — храповая муфта; 2 — роликовая муфта; 3 — направление передачи момента в стартерном режиме; 4 — направление передачи момента в генераторном режиме

режиме момент передается от стартера к двигателю через левую пару шестерен. В этом случае вал стартер-генератора вращается быстрее вала ГТД и храповая муфта находится в зацеплении, в то время когда сцепления между внутренней и внешней обоймами роликовой муфты нет.

После запуска двигателя стартер-генератор переходит на генераторный режим работы и передача момента идет в обратном направлении, т. е. от двигателя к генератору. При этом храповая муфта вращающего момента не передает вследствие того, что ее собачки проскальзывают относительно храпового колеса, а роликовая муфта заклинивается, так как поводок с роликами (внутренняя обойма) приобретает большую скорость вращения, чем внешняя обойма, к которой приложен тормозящий момент от якоря стартер-генератора.

Таким образом, фактором, вызывающим переключение передаточного отношения, является изменение направления передачи энергии при неизменном направлении вращения.

Нашей промышленностью выпускаются стартер-генераторы двух серий: ГСР-СТ и СТГ.

Стартер-генераторы ГСР-СТ разработаны на базе генераторов серии ГСР и имеют аналогичное с ними конструктивное выполнение. В генераторном режиме они работают в комплекте с обычными угольными регуляторами напряжения, дифференциально-минимальными реле с соответствующими балластными сопротивлениями. Отличаются стартер-генераторы серии ГСР-СТ от генераторов ГСР тем, что

имеют две обмотки возбуждения — параллельную и последовательную. Последовательная обмотка используется только в двигательном режиме. В начале запуска ГСР-СТ работают со смешанным возбуждением, в конце запуска — с последовательным. Такой порядок включения определяется необходимостью создать в начале пуска большой вращающий момент, а в конце — обеспечить гибкость механической характеристики, необходимую для сопровождения стартером турбины при наращивании ею скорости вращения. Конструктивным отличием стартер-генераторов серии ГСР-СТ является значительное упрочнение гибкого вала по сравнению с валом обычного генератора, что диктуется наличием больших моментов на валу при запуске. Упрочненный вал при этом теряет свою гибкость и в меньшей степени защищает якорь от толчков при внезапном изменении нагрузки или скорости вращения во время работы в генераторном режиме.

Редуктор стартер-генератора ГСР-СТ располагается в коробке приводов двигателя. Последнее обстоятельство является существенным недостатком, так как в случае каких-либо неисправностей в редукторе приходится демонтировать двигатель с самолета и производить ремонт в заводских условиях.

Стартер-генераторы серии СТГ представляют собой теплостойкие электрические машины постоянного тока полуоткрытого исполнения с параллельным возбуждением и компенсационной обмоткой. Форсированием магнитного потока в стартерном режиме машине придают свойства двигателя последовательного возбуждения. Редуктор со встроенными в него двумя обгонными муфтами расположен внутри стартер-генератора, что несколько усложняет конструкцию электрической машины, но значительно упрощает коробку приводов двигателя и позволяет при отказах производить замену стартер-генератора в полевых условиях. Кроме того, такое расположение позволяет осуществить привод в стартерном режиме через редуктор, помимо гибкого вала, упругость которого выбирается только по условиям работы в генераторном режиме. Привод стартер-генератора СТГ в генераторном режиме осуществляется непосредственно через гибкий вал и роликую муфту с передаточным отношением, равным единице.

Для запуска авиадвигателей применяются также **стартеры косвенного действия**. Принцип действия стартера косвенного действия (электроинерционного) основан на том, что энергия, необходимая для запуска авиадвигателя, запасается во вращающемся маховике в течение примерно 15 сек и затем расходуется в течение 2—3 сек для раскрутки вала. При таком способе расходования энергии мощность, потребляемая стартером от аккумуляторной батареи, в несколько

раз меньше мощности, развиваемой стартером при раскрутке вала авиадвигателя.

Рабочий процесс в электронерционном стартере (рис. 11.5) протекает следующим образом. Электродвигатель подключается к сети, и начинается раскрутка маховика. Когда скорость вращения маховика 3 достигает требуемого значения (~ 24000 об/мин) и в нем будет запасена большая кинетическая энергия, электродвигатель 1 отключается от сети. Скорость вращения электродвигателя снижается до величины, меньшей скорости вращения маховика, и муфта свободного хода отсоединяет электродвигатель от

маховика. Благодаря этому маховик при раскрутке вала авиадвигателя не расходует свою энергию на вращение электродвигателя.

Одновременно с отключением электродвигателя от сети питание подается на электромагнитное устройство механизма сцепления маховика с валом авиадвигателя. Ма-

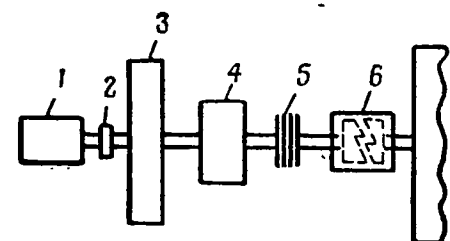


Рис. 11.5. Структурная схема электронерционного стартера:

1 — электродвигатель; 2 — муфта свободного хода; 3 — маховик; 4 — редуктор; 5 — фрикционная муфта; 6 — механизм сцепления

ховик, расходуя запасенную энергию, раскручивает вал авиадвигателя до требуемой скорости вращения.

В электронерционных стартерах применяются электродвигатели последовательного возбуждения, дающие возможность получить большие пусковые моменты и этим сократить время раскрутки маховика. Но так как работа электродвигателя протекает в пусковом режиме, то неизбежны значительные потери энергии. Величина этих потерь в электродвигателе последовательного возбуждения значительно меньше, чем в электродвигателе параллельного возбуждения.

Преимуществами электронерционных стартеров являются сравнительно небольшая мощность, а следовательно, и небольшие габариты и вес электродвигателя и менее тяжелые условия работы аккумулятора в период запуска, чем при использовании стартеров прямого действия (из-за уменьшения величины потребляемого тока). Недостатками являются сложная конструкция стартера в целом, низкий к. п. д. (0,27—0,3), ограниченный угол поворота вала двигателя при запуске. Последнее обстоятельство приводит к тому, что в тяжелых условиях запуска авиадвигатель не всегда может быть запущен с первого раза.

В стартере **комбинированного действия** отсутствует муфта свободного хода, маховик и якорь имеют постоянную же-

сткую связь, и электродвигатель после раскручивания маховика и сцепления храповика стартера с храповиком вала авиадвигателя не отключается от сети, а продолжает работать. Таким образом, в стартерах комбинированного действия для вращения вала авиадвигателя используется как энергия, запасенная маховиком, так и энергия, отдаваемая электродвигателем. Трогание авиадвигателя и вращение его в начальный период производится в основном за счет кинетической энергии маховика; дальнейшая раскрутка вала авиадвигателя производится электродвигателем стартера.

В стартерах комбинированного действия мощность, а следовательно, габариты и вес электродвигателя меньше, чем в стартерах прямого действия, и несколько больше, чем у электроннерционных стартеров. Масса маховика в стартере комбинированного действия может быть сделана меньше, чем в электроннерционном стартере.

Достоинством стартера комбинированного действия является также то, что при тяжелых условиях запуска нет необходимости в повторных раскрутках маховика, так как угол поворота вала двигателя не ограничен запасом кинетической энергии маховика, как у стартеров инерционного типа, а зависит от времени, в течение которого электродвигатель вращает вал авиадвигателя.

Электроннерционные стартеры и стартеры комбинированного действия для запуска газотурбинных авиадвигателей не используются из-за низкого к. п. д. и громоздкости устройства в связи с необходимостью применения тяжелых маховиков для аккумуляирования требуемой для запуска энергии.

Для запуска поршневых авиадвигателей применяются в основном электроннерционные стартеры и стартеры комбинированного действия.

§ 11.4. МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Для запуска газотурбинного авиадвигателя необходимо в строго определенной последовательности выполнить ряд операций: подключить электродвигатель стартера к сети; увеличить скорость его вращения; включить в работу устройства, обеспечивающие подачу топлива в камеру сгорания и его зажигание; обеспечить требуемое ускорение ротора авиадвигателя, изменяя соответственно вращающий момент электростартера, и т. д.

Чтобы обеспечить надежный запуск, устранить возможные ошибки и освободить экипаж от напряженной работы в период пуска, все операции по запуску ГТД выполняются в строго определенной последовательности автоматизирован-

ными системами. После подготовки авиадвигателя к пуску для его запуска достаточно кратковременно нажать кнопку на пульте управления.

Различают три вида автоматизированных систем запуска ГТД:

1) системы, выполняющие операции по запуску через строго определенные интервалы времени, независимо от внешних условий пуска;

2) системы, выполняющие операции по запуску в зависимости от скорости вращения авиадвигателя;

3) системы, выполняющие часть операций в зависимости от времени, часть — в зависимости от скорости вращения.

В первой системе аппаратура управления отрабатывает операции запуска по заданному циклу времени (например, подключение электродвигателя стартера к сети через 1—1,5 сек, включение пусковых форсунок и системы зажигания через 2—4 сек после нажатия кнопки запуска и т. д.). Этот способ применяется в системах запуска авиадвигателя, в

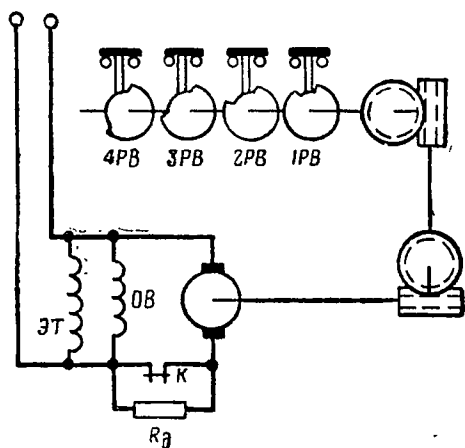


Рис. 11.6. Упрощенная электрокинематическая схема реле времени

которых используется электрический стартер прямого действия. Одним из основных элементов аппаратуры управления в этом случае является электродвигательное реле времени — АВР (автомат времени пуска).

Реле времени, упрощенная электрокинематическая схема которого представлена на рис. 11.6, состоит из электродвигателя параллельного возбуждения небольшой мощности со стабилизированной скоростью вращения. Скорость вращения должна оставаться постоянной независимо от колебания напряжения сети и изменения температуры окружающего воздуха. Для этого электродвигатель снабжается центробежно-вибрационным регулятором скорости вращения, нормально замкнутые контакты которого K присоединены параллельно сопротивлению R_d , включенному последовательно в цепь якоря электродвигателя. При превышении электродвигателем заданной скорости вращения контакты размыкаются и в цепь якоря двигателя вводится сопротивление R_d , в результате чего скорость вращения снижается, контакты

вновь замыкаются, вызывая тем самым повышение скорости вращения, и т. д. Таким образом, благодаря периодическим замыканиям и размыканиям контактов K отклонение скорости вращения электродвигателя реле времени от заданного значения составляет $\pm 1,5 \div 2\%$ при изменении напряжения в пределах 15 — 28 в.

Для уменьшения инерционного выбега электродвигатель снабжен встроенным электромагнитным тормозом ЭТ.

Вращение от электродвигателя выходному валу передается через редуктор, состоящий из двух червячных пар. Общее передаточное отношение обеих червячных пар обеспечивает заданное время отработки программы запуска; при этом выходной вал совершает один оборот. На выходном валу насажены четыре (иногда три) профилированных диска, с помощью которых замыкаются контакты микровыключателей, обозначенных на схеме 1РВ, 2РВ, 3РВ и 4РВ.

В зависимости от величины выреза в каждом диске контакты микровыключателей замыкаются через различные промежутки времени после включения электродвигателя. Через контакты микровыключателей замыкаются обмотки контакторов, которые включают электростартер и другие агрегаты запуска.

Во второй системе имеются устройства, реагирующие на скорость вращения вала авиадвигателя в период запуска и обеспечивающие отработку операций по пуску после достижения заданной скорости (например, включение пусковых форсунок и системы зажигания по достижении скорости вращения вала авиадвигателя 350—1000 об/мин). Этот способ применяется в системе запуска авиадвигателя с помощью турбостартера. Основными элементами аппаратуры управления в этом случае являются тахогенераторы и система реле, настроенные на различные напряжения срабатывания. Тахогенератор получает вращение от вала авиадвигателя. Напряжение на его зажимах, прямо пропорциональное скорости вращения, подается на ряд реле. При различной скорости вращения срабатывают различные реле, которые включают соответствующие агрегаты системы запуска.

В третьей системе аппаратура управления обеспечивает отработку части операций запуска по заданному циклу времени (например, подключение электродвигателя стартера, катушки зажигания и др.), а части операций — по скорости вращения (например, включение механизмов дозирования топлива).

Как правило, большинство элементов системы автоматического управления запуском авиадвигателя устанавливается в специальных пусковых панелях (коробках), представляющих собой отдельное монтажное устройство.

Раскрутка вала ГТД в системах электрического запуска осуществляется увеличением скорости вращения электродвигателя стартера в процессе цикла запуска. Скорость вращения электродвигателя стартера может увеличиваться ступенчатым и плавным изменением параметров элементов в процессе запуска (напряжения источника питания, магнитного потока возбуждения электродвигателя стартера, сопротивления в цепи якоря).

Системы со ступенчатым изменением параметров элементов подразделяются по числу используемых ступеней и методам изменения скорости вращения электродвигателей. При

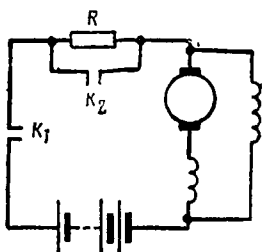


Рис. 11.7. Схема двухступенчатого запуска

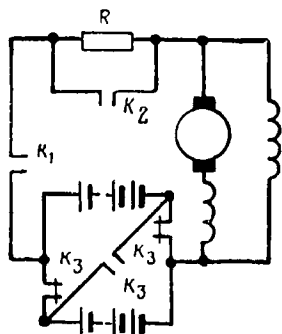


Рис. 11.8. Схема трехступенчатого запуска с переключением аккумуляторных батарей

двухступенчатом запуске (рис. 11.7) на первой ступени электродвигатель стартера с помощью главного контактора K_1 подключается к аккумуляторной батарее через сопротивление R , ограничивающее пусковой ток, а следовательно, и момент на валу стартера. Этим обеспечивается выбор люфтов в передачах при малой скорости вращения и плавное, безударное сцепление стартера с валом авиадвигателя. На второй ступени сопротивление R шунтируется вспомогательным контактором K_2 , и скорость вращения электродвигателя начинает быстро возрастать.

В трехступенчатых системах запуска используются указанные выше две ступени, а третья ступень может выполняться путем:

— переключения двух аккумуляторных батарей, питающих электродвигатель стартера, с параллельного соединения на последовательное, благодаря чему напряжение, приложенное к зажимам электродвигателя, увеличивается почти вдвое (рис. 11.8); эта операция осуществляется контактором K_3 — замыканием его нормально разомкнутых контактов и размыканием нормально замкнутых;

— шунтирования обмотки последовательного возбуждения контактором K_3 (рис. 11.9);

— отключения обмотки параллельного возбуждения контактором K_3 (рис. 11.10).

Сочетанием указанных методов может быть выполнена четырехступенчатая система запуска. Например, на третьей ступени шунтируется последовательная обмотка возбуждения или отключается обмотка параллельного возбуждения, а на четвертой ступени переключаются аккумуляторные батареи с параллельного соединения на последовательное.

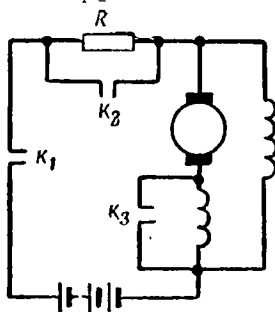


Рис. 11.9. Схема трехступенчатого запуска с шунтированием последовательной обмотки возбуждения

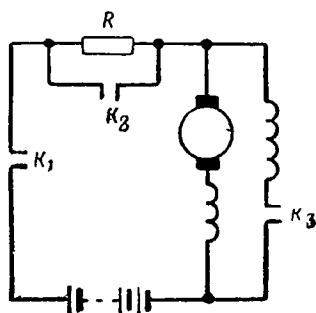


Рис. 11.10. Схема трехступенчатого запуска с отключением обмотки параллельного возбуждения

Метод плавного изменения параметров элементов в процессе запуска, который широко используется в системах со стартер-генераторами типа СТГ, имеющими только параллельную обмотку возбуждения, основан на плавном уменьшении магнитного потока возбуждения при постоянстве тока (мощности), потребляемого электродвигателем в процессе разгона.

Ток, потребляемый электродвигателем стартера, как известно, определяется выражением

$$I = \frac{U - c n \Phi}{R_{\text{я}}}, \quad (11.5)$$

где U — напряжение источника питания;

n — скорость вращения электродвигателя;

Φ — магнитный поток возбуждения электродвигателя;

c — постоянный коэффициент;

$R_{\text{я}}$ — сопротивление цепи якоря.

Из этого выражения следует, что постоянство тока якоря при $U = \text{const}$ в процессе пуска может быть достигнуто путем изменения магнитного потока обратно пропорционально скорости вращения.

Практически возможно уменьшение магнитного потока от некоторого начального значения Φ_H до Φ_K в соответствии с диаграммой, представленной на рис. 11.11.

Для осуществления автоматического плавного уменьшения потока при постоянстве потребляемого электродвигателем тока и увеличении его скорости вращения применяют угольный регулятор тока типа РУТ (рис. 11.12). Как видно из схемы, регулирующий элемент — угольный столб — включается в цепь возбуждения стартер-генератора.

В регуляторе типа РУТ в противоположность угольным регуляторам напряжения электромагнитная сила действует

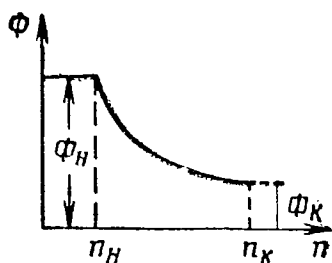


Рис. 11.11. Диаграмма изменения магнитного потока при автоматической регулировке тока якоря

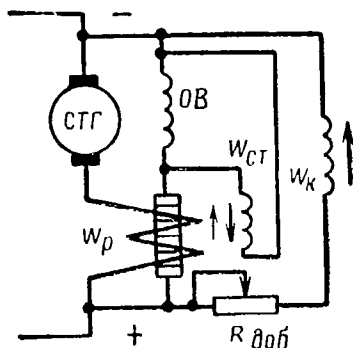


Рис. 11.12. Схема включения угольного регулятора тока типа РУТ

на сжатие угольного столба, а механическая сила пружины противодействует сжатию и стремится растянуть угольный столб.

Электромагнитная система регулятора имеет три обмотки: основную рабочую (сервисную) W_p , корректирующую W_K и стабилизирующую $W_{ст}$, действующую навстречу по отношению к первым двум. Таким образом, суммарная намагничивающая сила регулятора будет определяться выражением

$$AW_{\text{сум}} = AW_p + AW_K - AW_{\text{ст}}. \quad (11.6)$$

В рабочем состоянии угольный столб находится под действием трех сил: силы электромагнитного притяжения $F_{\text{эм}}$ (сжимающей угольный столб), силы противодействующей пружины $F_{\text{пр}}$ и силы упругой реакции угольного столба $F_{\text{рус}}$ (также противодействующей сжатию угольного столба).

Условие равновесия системы определяется выражением

$$F_{\text{пр}} + F_{\text{рус}} - F_{\text{эм}} = 0, \quad (11.7)$$

При постоянстве напряжения на зажимах СТГ ($AW_k = \text{const}$) изменение электромагнитного усилия $F_{\text{эм}}$ будет происходить за счет изменения величины тока рабочей обмотки, т. е. величины тока, потребляемого электродвигателем. Если ток, потребляемый СТГ, уменьшится, то уменьшится и сила тяги электромагнита $F_{\text{эм}}$, растягивающее действие силы пружины на угольный столб увеличится, его сопротивление также увеличится; ток в цепи возбуждения, а следовательно, и магнитный поток возбуждения уменьшится. Уменьшение магнитного потока приводит к росту скорости вращения электродвигателя и увеличению потребляемого тока. При астатической настройке равновесие системы, определяемое выражением (11.7), установится при прежней (номинальной) величине тока, потребляемого СТГ. Если напряжение на зажимах СТГ при этом не меняется, то мощность, потребляемая электродвигателем, будет также постоянной.

Наличие корректирующей обмотки, включенной через регулируемое добавочное сопротивление на зажимы СТГ, позволяет поддерживать постоянной потребляемую электродвигателем мощность и при колебаниях питающего напряжения. Так, если напряжение питания снизится, то вследствие уменьшения намагничивающей силы корректирующей обмотки сила тяги электромагнита $F_{\text{эм}}$ уменьшится, что приведет к повышению величины потребляемого тока. Следовательно, при пониженном напряжении питания регулятор будет поддерживать величину тока выше заданного (номинального) значения. Если напряжение питания выше номинального, то ток, потребляемый стартер-генератором, будет поддерживаться ниже заданного значения.

Таким образом, обмотка W_k корректирует ток настройки регулятора в соответствии с равенством

$$IW_p + I_k W_k = \text{const.} \quad (11.8)$$

Стабилизирующая обмотка $W_{\text{ст}}$ подключена на зажимы обмотки возбуждения. При перемещении якоря регулятора вследствие изменения сопротивления угольного столба напряжение на обмотке возбуждения, а следовательно, и на стабилизирующей обмотке изменяется. Создаваемое в этом случае дополнительное магнитное усилие направлено противоположно усилию перемещения якоря электромагнита регулятора. В результате этого уменьшается перерегулирование и повышается устойчивость работы системы.

В пусковых системах в начальный период запуска угольный столб регулятора РУТ обычно шунтируется и автоматически включается последовательно с обмоткой возбуждения СТГ через 10—20 сек. Поэтому СТГ в начале запуска,

как это показано на рис. 11.11, работает при полном постоянном потоке возбуждения Φ_n , что позволяет ему развивать достаточно большой вращающий момент, необходимый на первом этапе пуска ГТД.

С момента вступления в работу РУТ увеличение скорости вращения СТГ обеспечивается путем плавного уменьшения потока возбуждения при постоянстве потребляемой мощности.

На рис. 11.13 представлена схема четырехступенчатого запуска с переключением аккумуляторных батарей и плавным уменьшением магнитного потока возбуждения. Такая схема может обеспечить и пятиступенчатый запуск, если РУТ с помощью контактора K_4 включать дважды: при напряжении 24 в и напряжении 48 в.

Основными показателями систем запуска являются: к. п. д. процесса запуска, продолжительность пуска и равномерность потребления тока.

Под к. п. д. процесса запуска η понимают отношение энергии A_2 , запасенной во вращающихся частях, к энергии A_1 , расходуемой источником питания:

$$\eta = \frac{A_2}{A_1}. \quad (11.9)$$

Продолжительность пуска В. Д. Нагорским предложено оценивать по величине отношения

времени запуска t_n к электромеханической постоянной времени T_m .

Постоянная времени равна

$$T_m = \frac{J\omega_0}{M_k}, \quad (11.10)$$

где J — приведенный момент инерции;

ω_0 — скорость холостого хода при номинальном потоке;

M_k — момент короткого замыкания при номинальном потоке.

Равномерность потребления тока необходима для рационального расходования энергии аккумуляторных батарей, емкость которых сильно уменьшается при увеличении разрядного тока.

§ 11.5. НАЗНАЧЕНИЕ, КЛАССИФИКАЦИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМ ЗАЖИГАНИЯ

Назначение зажигания в зависимости от типа авиационного двигателя заключается в воспламенении рабочей смеси в камере сгорания авиадвигателя или только в момент запуска двигателя — пусковое зажигание, или периодически в определенные моменты в течение всего рабочего процесса двигателя — рабочее зажигание.

Для двигателей, работающих на тяжелом топливе (дизелей), и реактивных двигателей требуется только пусковое зажигание, тогда как для карбюраторных двигателей необходимо и пусковое и рабочее зажигание.

Для воспламенения рабочей смеси и для распространения процесса горения на весь объем смеси, заключенный в камере сгорания, необходимо определенное количество тепловой энергии, которое зависит от целого ряда факторов; состава и состояния смеси, конструкции камеры сгорания и места расположения в ней источника, выделяющего тепловую энергию, от объема, в котором происходит выделение тепловой энергии, длительности интервала времени, в течение которого выделяется тепловая энергия, давления в камере сгорания и т. п.

Единственным способом получения тепловой энергии, необходимой для зажигания, в настоящее время является преобразование электрической энергии в тепловую, т. е. так называемое электрическое зажигание.

Электрические системы зажигания могут быть высоковольтные, низковольтные и комбинированные.

В высоковольтных системах зажигания воспламенение горючей смеси происходит от электрического искрового разряда между электродами специального разрядника (запальной свечи), находящимися в газовой среде, при подведении к ним напряжения 16—18 в.

В низковольтных системах зажигания разряд происходит не между электродами по газовому промежутку, а по поверхности полупроводника или диэлектрика, расположенного между электродами свечи. Потребное напряжение в этом случае имеет величину 2000—3000 в.

В комбинированных системах зажигания воспламенение топлива осуществляется двойным разрядом между электродами свечи в газовой среде. Первый разряд высоковольтный, но маломощный, обеспечивающий ионизацию межэлектродного пространства. После предварительной ионизации на электроды подается относительно низкое напряжение, обеспечивающее разряд большой энергии.

Наиболее употребительны первые два типа систем.

По способу воспламенения топливовоздушной смеси системы зажигания ГТД разделяются на две группы — прямого действия и косвенного.

В системах зажигания прямого действия основное рабочее топливо (керосин), впрыскиваемое через рабочие форсунки, воспламеняется непосредственно.

В системах зажигания косвенного действия воспламеняется пусковое топливо (керосин или бензин), впры-

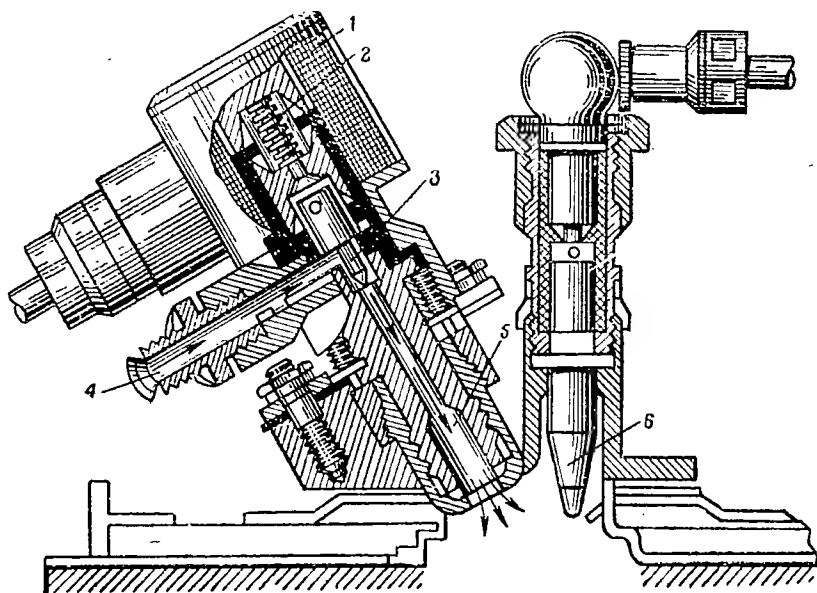


Рис. 11.14. Запальное устройство системы факельного зажигания:
1 — обмотка электромагнита; 2 — пружина; 3 — клапан; 4 — входной штуцер; 5 — распылитель; 6 — свеча

скиваемое через пусковые форсунки. Воспламенение рабочего топлива осуществляется факелом пускового топлива, создаваемым специальным запальным устройством.

Применение систем зажигания прямого действия ограничено, из-за того что для воспламенения топливовоздушной смеси требуется значительно большее количество энергии, а также из-за трудности расположения запальной свечи вблизи конуса распыла основной форсунки. Свечу можно располагать только в зоне, где температура и скорость потока воздуха относительно невелики, а топливовоздушная смесь имеет соответствующий состав. Запальную свечу практически невозможно расположить в основной струе распыленного топлива, так как при этом она будет сильно перегреваться в процессе работы.

В настоящее время на ГТД применяются в основном системы косвенного действия, иногда называемые системами факельного зажигания.

Запальное устройство этих систем состоит (рис. 11.14) из пусковой топливной форсунки с управляющим электромагнитным клапаном и свечи.

На рис. 11.15 изображена камера сгорания реактивного двигателя с типовым запальным устройством, расположенным в головке камеры сгорания между корпусом жаровой трубы и кожухом камеры. Стенки искрообразовательной по-

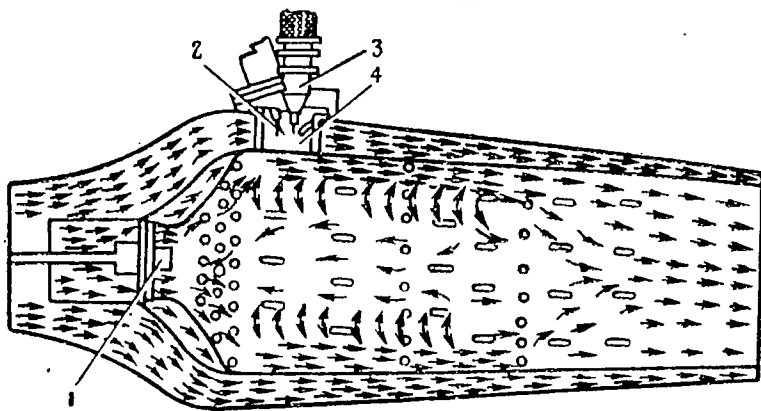


Рис. 11.15. Камера сгорания ТРД с типовым запальным устройством:
1 — рабочая форсунка; 2 — пусковая форсунка; 3 — свеча; 4 — искрообразовательная полость

лости 4 запального устройства, имеющие ряд малых отверстий, обеспечивают подвод необходимого для сгорания количества воздуха и защищают запальные устройства от основной струи.

При запуске двигателя топливо поступает в пусковую форсунку 2 и распыляется ею в потоке воздуха, поступающего через отверстия искрообразовательной полости. Одновременно с подачей топлива осуществляется искрообразование на электродах свечи 3. Смесь воспламеняется и в виде факела движется в камеру сгорания, поджигая основную струю топлива от рабочей форсунки 1. Через пусковые форсунки топливо подается только в пусковой период, в течение которого поддерживается и искрообразование на электродах свечи. После запуска двигателя запальные устройства выключаются.

При воспламенении горючей смеси реактивного двигателя электрическим разрядом необходимо, чтобы в камере сгорания авиадвигателя предварительно произошли процессы смешения компонентов смеси и испарения капелек топлива.

Воспламенение смеси осуществляется лишь в том случае, если величины энергии и мощности разряда достаточны, чтобы довести некоторое минимальное количество смеси до критической температуры и поддержать ее некоторое время, превышающее $\approx 1\text{--}2$ мксек. Помимо этого разряд должен предшествовать подаче топлива, чтобы к моменту появления

топлива электроды свечи были несколько накалины. Только при выполнении этих условий возможна безотказная работа электрической системы зажигания газотурбинных авиадвигателей.

До недавнего времени пусковые запальные устройства на ГТД устанавливались обычно в двух-трех камерах сгорания. Сейчас же для повышения надежности запуска двигателя в воздухе на больших высотах число запальных устройств увеличено до четырех — восьми. В остальных камерах топливо воспламеняется через соединительные патрубки, передающие пламя.

§ 11.6. АВИАЦИОННЫЕ СВЕЧИ

В настоящее время на газотурбинных авиадвигателях для воспламенения горючей смеси применяются искровые свечи и свечи поверхностного разряда. Последние подразделяются на полупроводниковые свечи — для зажигания с помощью электрического разряда по поверхности полупроводника и эрозийные свечи — для зажигания с помощью электрического разряда по металлизированной поверхности изолятора.

Искровая свеча (рис. 11.16) имеет цилиндрическую форму и состоит из сле-

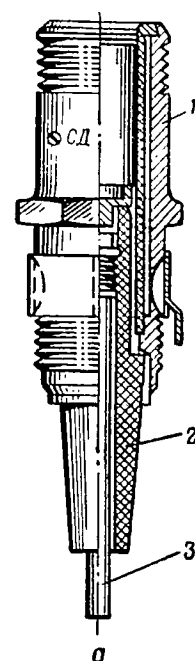


Рис. 11.16. Искровая свеча:

1 — корпус; 2 — керамический изолятор; 3 — центральный электрод

дующих основных частей: корпуса 1, центрального электрода 3 с контактной головкой, изолятора 2, экрана и монтажных деталей. Центральный электрод изготавливается из жаропрочной стали и укрепляется на резьбе и термоцементе в изоляторе. В качестве изоляционного материала свечи наиболее часто применяется керамика из смеси окиси алюминия, железа и кремния. Такие изоляторы являются хорошими диэлектриками, обладают высокой термической устойчивостью и механической прочностью.

В результате сгорания топлива на изоляторе свечи откладывается много копоти; эта копоть, обладая высокой электропроводностью, шунтирует искровой промежуток све-

чи, вызывая большие потери энергии и затрудняя пробой искрового промежутка. Для получения гладкой поверхности изолятор покрывается глазурью, что уменьшает загрязнение от нагарообразования.

Для уменьшения эрозии электродов свечи в сердечник иногда встраивается омическое сопротивление величиной 2000 ом.

Искровая свеча газотурбинного двигателя не имеет бокового электрода. Боковыми электродами служат специальные выступы на внутренней части корпуса камеры сгорания (запального устройства), в месте, куда ввинчивается свеча. Для пробоя воздушного промежутка (~ 3 мм) и образования искры к электродам должно подводиться напряжение, равное или превышающее величину так называемого пробивного напряжения $U_{пр}$.

Зависимость $U_{пр}$ от плотности газовой среды δ и расстояния между электродами d определяется экспериментальным законом Пашена

$$U_{пр} = k\delta d,$$

где k — коэффициент пропорциональности.

Полупроводниковая свеча, называемая иногда самоионизирующей свечой, по внешнему виду и габаритам не отличается от обычной искровой свечи и содержит те же элементы. Однако, как видно из рис. 11.17, в нижней части изолятора 2 она имеет дополнительный элемент — полупроводник 3, заполняющий пространство между электродами и почти мгновенно ионизирующий промежуток между центральным электродом и корпусом, как только к ним прикладывается напряжение. В качестве полупроводника применяются материалы с отрицательным температурным коэффициентом сопротивления — титанит бария ($BaTiO_2$), рутил (TiO_2) и др. С увеличением температуры этих полупроводниковых материалов их сопротивление в отличие от обычных проводников падает.

Физическая картина процессов, происходящих в полупроводнике, в общих чертах сводится к следующему. При приложении к электродам свечи, а следовательно, и к полупроводнику напряжения вследствие электропроводности полупроводника в нем будет протекать ток, плотность которого различна в различных сечениях. Это обуславливается неоднородностью структуры материала полупроводника. Большая часть тока протекает по проводящему мостику, обра-

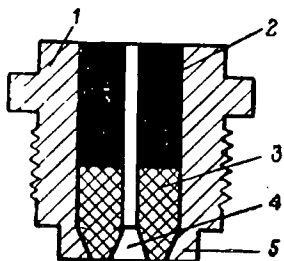


Рис. 11.17. Нижняя часть полупроводниковой свечи:
1 — корпус; 2 — изолятор;
3 — полупроводник; 4 — центральный электрод; 5 — боковой электрод

зующемуся на поверхности полупроводника. Этот мостик при прохождении по нему тока разогревается, а так как температурный коэффициент сопротивления полупроводника отрицательный, то проводимость полупроводника в этом сечении с повышением температуры будет прогрессивно увеличиваться. При этом происходит перераспределение линий тока и все большая часть суммарного тока приходится на участок с повышенной проводимостью. По истечении некоторого времени практически весь разрядный ток оказывается сосредоточенным в узком проводящем канале, расположенном на поверхности полупроводника. Следует отметить, что одиночный разряд локализуется в какой-либо узкой области разрядного промежутка. Одновременного образования двух и более параллельных каналов разряда не наблюдается.

В полупроводниковой свече промежуток между электродами не имеет определенного напряжения пробоя в обычном смысле. Единственное требование к напряжению, подводимому к электродам свечи, заключается в том, что оно должно быть настолько высоким, чтобы в первый момент в проводящем мостике у поверхности полупроводника выделилось тепловой энергии больше, чем будет отведено за счет излучения конвекции и теплопередачи.

Величина подводимого к электродам напряжения влияет на время формирования разряда, и при очень низком напряжении разряд образуется со сравнительно большим запаздыванием. Разряд образуется достаточно быстро (доли миллисекунд) при напряжении 1,5—2 кВ.

Износ электродов полупроводниковой свечи значительно больше, чем у обычных искровых свечей, вследствие того что количество энергии, выделяющейся при разряде вдоль поверхности полупроводника, больше, чем в искровой свече. Для уменьшения износа центральный и боковой электроды свечи изготавливают в виде концентрических колец, расположенных на гладкой торцевой нижней части свечи.

Форма полупроводника выбирается обычно такой, чтобы по мере удаления от его внешней (разрядной) поверхности расстояние между электродами возрастало. С одной стороны, это способствует образованию разряда именно вдоль поверхности полупроводника, так как в этом случае при проникновении разряда внутрь материала сопротивление канала возрастает и создаются благоприятные условия для его перемещения по поверхности. С другой стороны, такая форма полупроводника обеспечивает более равномерный его износ по всему периметру, начиная с участка, где сопротивление поверхностного слоя окажется минимальным, так как увеличение длины разрядной «дорожки» вследствие эрозии приведет к перемещению разряда на новый участок поверхности полупроводника.

Расстояние между электродами свечи с полупроводником (ширина полупроводника) составляет 0,5—1 мм, что обеспечивает работу свечи при малом пробивном напряжении (1500 в против 15 000 в в искровых свечах), которое практически не зависит от изменения давления в камере сгорания.

Кроме описанной полупроводниковой свечи имеется и другой конструктивный вариант, где вместо гладкой торцевой части свеча имеет конусообразную нижнюю часть. При этом расстояние по поверхности полупроводника между центральным и боковым электродом неодинаково (имеется скос).

Эрозионная свеча отличается от полупроводниковой тем, что разряд у нее происходит не по поверхности полупроводника, а по металлизированной поверхности керамического изолятора.

Свеча эрозионного типа (рис. 11.18) имеет керамический изолятор, на разрядную (торцевую) поверхность которого в процессе работы наносится электроэрозией распыленный материал электродов (серебро). В целях экономии серебра центральный и боковой электроды изготавливаются из стали и только между ними и изоляторами впрессовываются втулки из серебра. Расстояние между электродами составляет 0,8—1 мм. Свечи выпускаются заводом с электрической «тренировкой», т. е. с эрозионным слоем серебра на рабочей кольцевой поверхности изолятора. При работе свечи на авиадвигателе эрозионный слой выгорает, вследствие чего в начале каждого запуска свечу требуется «тренировать» — вновь наносить под действием искровых разрядов эрозионный слой серебра. Для этого система зажигания с эрозионными свечами должна включаться не менее чем за 8 сек до подачи топлива.

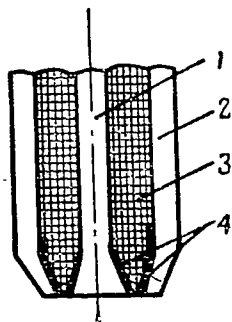


Рис. 11.18. Конструктивная схема нижней части эрозионной свечи:

1 — центральный электрод; 2 — боковой электрод; 3 — изолятор; 4 — серебро

Напряжение, необходимое для пробоя промежутка по поверхности изолятора, металлизированного частицами серебра, будет значительно меньше величины напряжения, нужного для пробоя того же расстояния между электродами по неметаллизированной поверхности. Это можно объяснить следующим образом. На поверхности изолятора свечи расположено множество металлических частиц, каждую пару из которых можно рассматривать как обкладки конденсатора, разделенные керамическим диэлектриком. Вследствие неравномерности распределения эрозионных частиц расстояние между ними колеблется в широких пределах, что приводит к значительной неоднородности величин емкости элементар-

ных конденсаторов. Последние образуют множество параллельно и последовательно соединенных групп, суммарная емкость которых будет существенно отличаться от первоначальной емкости межэлектродного промежутка свечи.

Поскольку при последовательном соединении конденсаторов напряжение на них распределяется обратно пропорционально величинам емкостей, создаются благоприятные условия для повышения напряжения на «обкладках» отдельных элементарных конденсаторов и их пробоя.

При этом концентрация заряженных частиц в воздушном промежутке быстро возрастает и пробой промежутка между электродами происходит при сравнительно невысоком напряжении, прикладываемом к электродам свечи.

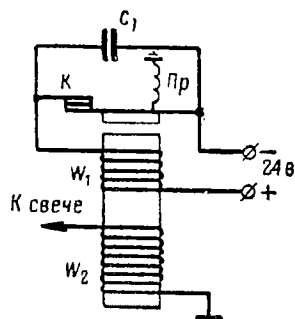


Рис. 11.19. Принципиальная электрическая схема пусковой катушки:

Пр — пружина; C_1 — емкость первичной цепи; К — контакты прерывателя; W_1 — первичная обмотка; W_2 — вторичная обмотка

§ 11.7. ВЫСОКОВОЛЬТНЫЕ ИСКРОВЫЕ СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ

Основными элементами систем высоковольтного искрового зажигания являются: пусковые катушки (преобразователи тока низкого напряжения в ток высокого напряжения), свечи, провода, передающие ток высокого напряжения от катушки к свечам, и провода питания катушек постоянным током.

Пусковые катушки представляют собой индукционные катушки с электромагнитным прерывателем (рис. 11.19).

При замыкании цепи первичной обмотки ($W_1=100 \div 250$ витков) через нее и платино-придnevые контакты электромагнитного прерывателя протекает ток, нарастающий по экспоненциальному закону. По мере нарастания тока в первичной цепи намагничивание сердечника катушки увеличивается. Возникающая при этом электромагнитная сила стремится притянуть якорь с подвижным контактом к сердечнику. Когда величина электромагнитной силы станет больше противодействующей ей силы контактной пружины, якорь притянется к сердечнику катушки. При этом контакты прерывателя разомкнутся, ток в первичной обмотке прекратится, магнитный поток начнет исчезать, сердечник размагнитится и пружина прерывателя своей упругостью возвратит якорь в первоначальное положение, вновь замыкая контакты. Цепь первичной обмотки опять окажется замкнутой, и описанный процесс будет повторяться.

Частота размыкания контактов прерывателя в существующих конструкциях катушек достигает 600—800 раз в

1 сек. Быстрое изменение магнитного поля катушки при размыкании контактов прерывателя индуцирует во вторичной обмотке ($W_2 = 10000 \div 16000$ витков) электродвижущую силу около 18—20 кВ, которая подводится к электродам искровой свечи.

На отечественных реактивных двигателях помимо пусковых катушек описанного типа широко используют различные модификации пусковых катушек, в которых на сердечнике имеются две вторичные обмотки, расположенные симметрично относительно первичной обмотки, чем достигается обслуживание одной пусковой катушкой двух свечей.

При работе пусковой катушки между контактами прерывателя происходит искровой разряд, вызывающий их разрушение. Кроме того, искра, поддерживая протекание тока при размыкании контактов, затягивает процесс спадания тока, а следовательно, снижает максимальную величину вторичного напряжения.

Для уменьшения искрообразования и получения наибольшего значения напряжения во вторичной цепи параллельно контактам прерывателя включается конденсатор C_1 . Для получения хорошего искрогашения, величину емкости конденсатора C_1 следует выбирать возможно большей. С другой стороны, эту емкость следует выбирать возможно меньшей, так как она определяет скорость спадания тока в первичной цепи. Оптимальное значение емкости искрогасительных конденсаторов современных индукционных катушек находится в пределах $C_{\text{опт}} = 0,3 \div 0,4$ мкф. Вторичное напряжение пусковой катушки определяется из уравнений, характеризующих энергетический баланс.

В момент размыкания контактов прерывателя в электромагнитном поле сердечника будет сосредоточена электромагнитная энергия

$$A_0 = \frac{L_1 i_{1p}^2}{2}. \quad (11.11)$$

Эта энергия частично преобразуется в электростатическую энергию заряда конденсаторов C_1 и C_2 и частично превращается в тепло.

Если до момента размыкания заряды на конденсаторах C_1 и C_2 равны нулю, то уравнение баланса энергии без учета потерь будет иметь вид

$$\frac{L_1 i_{1p}^2}{2} = C_1 \frac{U_1^2}{2} + C_2 \frac{U_2^2}{2}. \quad (11.12)$$

С достаточным приближением можно считать, что

$$\frac{U_2}{U_1} = \frac{W_2}{W_1} = K,$$

где W_1 и W_2 — числа витков первичной и вторичной обмоток катушки.

Тогда

$$U_2 = i_{1p} \sqrt{\frac{L_1 K^2}{C_1 + C_2 K^2}}. \quad (11.13)$$

Из формулы (11.13) видно, что для данной пусковой катушки значение U_2 определяется величиной тока разрыва первичной цепи (i_{1p}) и пропорционально ему. Для повышения надежности работы прерывателя параметры катушки подбираются так, чтобы ток i_{1p} при размыкании контактов был значительно меньше установившегося значения тока первичной цепи. Обычно

$$i_{1p} = (0,1 \div 0,2) \frac{U_1}{r_1}. \quad (11.14)$$

Настройка пусковой катушки сводится к регулированию тока разрыва первичной цепи. Она производится винтом, на котором укреплен неподвижный контакт прерывателя. При вращении винта увеличивается или уменьшается величина натяжения контактной пружины, а следовательно, увеличивается или уменьшается величина тока разрыва первичной цепи. Соответственно с этим изменяется вторичное напряжение пусковой катушки.

На отечественных реактивных двигателях, оборудованных высоковольтными искровыми системами зажигания, применяются пусковые катушки КР-1, КП-21, КП-21Б, КПМ-1А, КПМ-1Б и КПМ-2Д.

Принципиальная схема высоковольтной искровой системы зажигания с пусковой катушкой КР-1 представлена на рис. 11.20.

Блок КР-1 состоит из двух отдельных индукционных катушек 1 и 2, смонтированных в общем экранирующем корпусе. Первичные цепи катушек соединены между собой параллельно. Питание первичной цепи катушек синхронизировано с питанием соленоидных кранов, пусковых форсунок и электродвигателя пускового топливного насоса.

Работает схема следующим образом. При запуске реактивного двигателя на земле переключатель P_2 ставится в положение «Земля» и питание от пусковой панели подается на реле включения пусковых устройств 3. Срабатывание этого реле вызывает одновременное подключение на напряжение питания индукционных катушек, электромагнитов пусковых форсунок 4, 5 и электродвигателя пускового топливного насоса 6. В результате через пусковые форсунки двигателя подается пусковое топливо, которое воспламеняется искровым разрядом, образующимся между электродами свечей 7 и 8. Пусковые факелы из камер сгорания, в кото-

рых установлены свечи, перебрасываются по пламепередающим трубкам в остальные камеры и вызывают воспламенение рабочего топлива основных форсунок двигателя.

По окончании запуска пусковая панель прекращает подачу питания на обмотку реле 3, которое отключает пусковые устройства от напряжения питания.

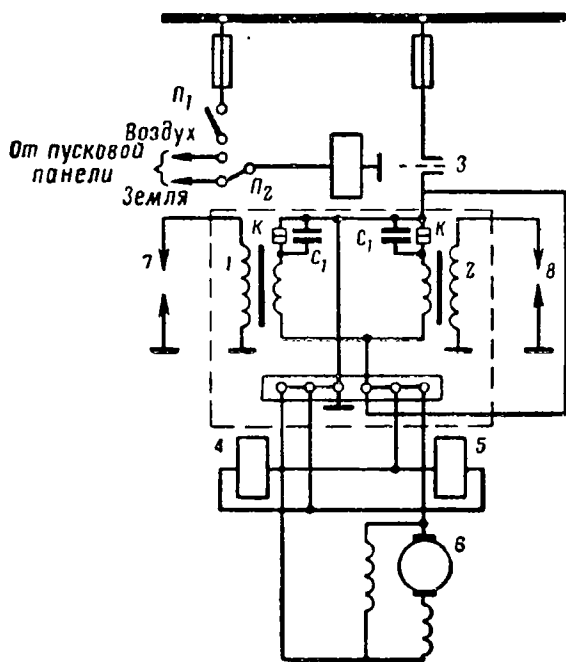


Рис. 11.20. Принципиальная схема высоковольтной искровой системы зажигания с пусковой катушкой КР-1:

1, 2 — индукционные катушки; 3 — реле включения пусковых устройств; 4, 5 — электромагниты пусковых форсунок; 6 — электродвигатель пускового топливного насоса; 7, 8 — свечи

При запуске в воздухе переключатель P_2 ставится в положение «Воздух» и питание на обмотку реле включения пусковых устройств 3 подается непосредственно от общего выключателя системы запуска авиадвигателя P_1 .

Катушка КП-21 имеет одну первичную и две вторичные обмотки и обеспечивает одновременное искрообразование на двух запальных свечах.

Агрегат пускового зажигания КП-21Б представляет собой блок из двух катушек КП-21.

В отличие от обычных пусковых катушек (КП-21 и КР-1) катушки КПМ имеют повышенный вторичный ток благодаря

большой запасенной энергии в первичной цепи $\frac{L_1 i_1^2}{2}$, сравнительно небольшому числу витков во вторичной обмотке и низкому общему сопротивлению. Катушки КПМ имеют одну первичную и одну вторичную обмотки. Используются эти катушки для воспламенения топлива в форсажных камерах, обеспечивая повышенную мощность разряда.

Блок КПМ-2Д состоит из двух катушек КПМ-1.

Высоковольтные искровые системы зажигания имеют ряд недостатков, основными из которых являются:

1. Незначительная энергия разряда из-за малой величины эффективного тока разряда, что затрудняет воспламенение горючей смеси в камере сгорания турбореактивного двигателя в случае неудовлетворительного смесеобразования, особенно при запуске двигателя в полете.

2. Чувствительность системы к отложению нагара на изоляторах свечей. Большое нагарообразование на изоляторе приводит к утечке электрической энергии по его поверхности, что, в свою очередь, приводит к значительному снижению развиваемого вторичной обмоткой напряжения и к прекращению искрообразования на электродах свечи. Так, в системе с катушкой КР-1 снижение шунтирующего сопротивления до $R_{ш}=0,2 \text{ Мом}$ приводит к перебоям искрообразования.

3. Зависимость энергии электрического разряда от состояния газовой среды, в которой размещена свеча. Энергия, выделяемая в искровом промежутке, снижается при уменьшении плотности газовой среды из-за снижения величины напряжения, необходимого для пробоя разрядного промежутка свечи $U_{пр}$. В то же время энергия, потребная для воспламенения горючей смеси, с понижением давления, температуры этой смеси, а также с увеличением скорости ее движения возрастает.

4. Передача импульсов тока высокого напряжения от приборов зажигания к запальным свечам требует усиленной изоляции токонесущих элементов.

5. Велики помехи радиоприему.

Одним из методов увеличения надежности работы высоковольтной системы зажигания в высотных условиях является увеличение расстояния между электродами и уменьшение сопротивления источников высокого напряжения. Однако возможность повышения этими путями энергии, выделяемой в искровом промежутке свечи, ограничена. Поэтому для обеспечения надежного воспламенения смеси при запуске газотурбинного двигателя на больших высотах полета требуется повышать энергию, выделяемую в искровом промежутке. Данное несоответствие между потребным и распола-

гаемым в высоковольтной системе зажигания количеством энергии вызвало необходимость создания электрических систем зажигания с большей энергией и мощностью разряда, основанных на новых принципах действия.

§ 11.8. НИЗКОВОЛЬТНЫЕ СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ СО СВЕЧАМИ ПОВЕРХНОСТНОГО РАЗРЯДА

Низковольтные системы зажигания, основанные на явлении разряда вдоль поверхности полупроводника или изолятора с металлизированной поверхностью в настоящее время

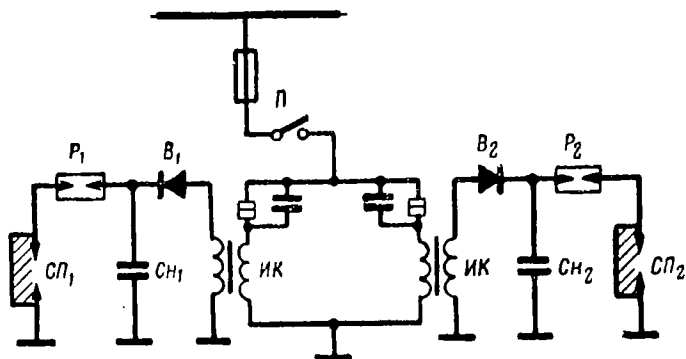


Рис. 11.21. Принципиальная схема низковольтной системы зажигания с полупроводниковой свечой:

ИК — индукционные катушки; B_1 , B_2 — выпрямители; $C_{н1}$, $C_{н2}$ — накопительные конденсаторы; P_1 , P_2 — разрядники; $СП_1$, $СП_2$ — полупроводниковые свечи

успешно применяются на многих газотурбинных авиадвигателях.

Известно несколько типов систем зажигания со свечами поверхностного разряда, отличающихся друг от друга конструктивным выполнением отдельных элементов и способом их соединения, а также по роду материалов, идущих на изготовление свечей. Общий принцип действия всех систем одинаков и заключается в заряде вторичной емкости до напряжения, достаточного для образования поверхностного электрического разряда. Причем величина этого напряжения, как было указано выше, не превышает 2—3 кВ.

На рис. 11.21 приведена схема низковольтной системы зажигания с разрядом по поверхности полупроводника (система зажигания НСЗ-2А со свечей типа СЭ).

Как видно из схемы, каждая индукционная катушка через соответствующий выпрямитель B_1 и B_2 заряжает накопительные конденсаторы $C_{н1}$ и $C_{н2}$. При каждом размыка-

нии контактов катушки накопительный конденсатор запасает определенное количество электричества, которое сохраняется в нем благодаря имеющемуся в цепи вентилю. Одновременно герметичный газовый разрядник (разделительное устройство) P_1 (или P_2) предотвращает утечку энергии накопительного конденсатора через полупроводниковую свечу.

После заряда конденсаторов $C_{н1}$ и $C_{н2}$ до величины пробивного потенциала разрядников 1000—2000 в их искровые промежутки пробиваются и накопительные конденсаторы подключаются к электродам соответствующих свечей, разряжаясь вдоль поверхности полупроводника. В 1 сек происходит 1—3 поверхностных разряда, причем значительно превышающие по мощности и энергии разряды, получаемые в высоковольтных искровых системах.

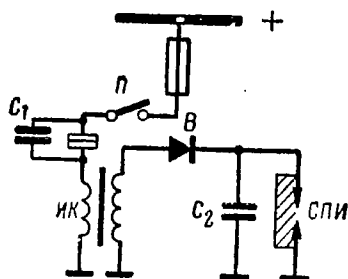


Рис. 11.22. Принципиальная схема низковольтной системы зажигания с эрозионной свечой

исходит 1—3 поверхностных разряда, причем значительно превышающие по мощности и энергии разряды, получаемые в высоковольтных искровых системах.

Частота разрядов на свече и энергия каждого из них определяется параметрами системы. Так, при емкости накопительного конденсатора $C_{н}=2 \text{ мкф}$ и пробивном напряжении разрядника 3 кВ разряды с энергией около 10 Дж следуют с частотой 1—3 раза в 1 сек. Ток, потребляемый системой, равен 5—5,5 а.

Низковольтная система зажигания с эрозионными свечами (СПН-4, СПН-4П, СПН-4-3), принципиальная схема которой изображена на рис. 11.22, состоит из индукционной катушки, выпрямителя B , конденсатора C_2 емкостью 500—900 мкф и эрозионной свечи. Причем наличие вторичного конденсатора и выпрямителя (как это будет показано ниже) не является обязательным и нужно только для определенных вариантов системы зажигания.

Электрические процессы на первом этапе работы этой системы ничем не отличаются от процессов в индукционной катушке высоковольтной системы зажигания.

После размыкания контактов прерывателя начинается заряд конденсатора C_2 (или распределенной емкости вторичной цепи) до величины $U_2=3\div4 \text{ кВ}$, необходимой для пробоя промежутка металлизированной поверхности изолятора. Процесс разряда конденсатора C_2 на металлизированную поверхность изолятора представляет собой емкостную составляющую разряда, при протекании которой происходит эрозия серебряных электродов и распыление металла по поверхности. Длительность емкостной составляющей мала (5—10 мксек). При этом количество энергии, выделяющейся

в промежутки, также сравнительно мало (1—2 мдж). К концу протекания емкостной составляющей разряда сопротивление металлизированной поверхности изолятора сильно уменьшается за счет эрозии электродов и основная часть энергии, запасенной во вторичной цепи индукционной катушки, реализуется в виде индуктивной составляющей разряда. Максимальное значение тока индуктивной составляющей не превышает 500 ма. Длительность разряда составляет 1 мсек, а количество энергии в импульсе 10—20 мдж.

При протекании тока по металлизированной поверхности изолятора происходит частичное, а иногда и полное выгорание эродированных частиц серебра и, следовательно, восстановление в большей или меньшей степени электрической прочности промежутка.

При возникновении следующего импульса напряжения конденсатор C_2 вновь заряжается до напряжения, равного пробивному, величина которого определяется остаточной проводимостью изолятора. В момент достижения равенства указанных напряжений за счет электрической энергии, запасенной в конденсаторе, вторично образуется емкостная составляющая разряда, результатом которой является новое распыление частиц материала электродов и сопутствующее ему частичное восстановление проводимости поверхности изолятора.

Емкостная составляющая разряда не только обеспечивает непрерывную эрозию электродов свечи, но и улучшает условия розжига топливовоздушной смеси, способствует очищению свечи от нагрева, так как сопровождается появлением мощной ударной волны с высокой температурой и большим давлением.

Для увеличения емкостной составляющей разряда на свече параллельно ей включается конденсатор C_2 . Однако увеличение вторичной емкости ведет к снижению вторичного напряжения и поэтому величина C_2 не должна превышать определенного значения. Так, увеличение длины экранированного провода выше расчетной величины, равносильное увеличению емкости C_2 , может привести к падению вторичного напряжения ниже допустимого предела.

В настоящее время на летательных аппаратах находят применение следующие системы низковольтного зажигания с эрозионными свечами: КРН-4Б, КРН4-2К, КРН4-2Р1, КНА-124 и КНВ-244.

Первой особенностью пусковой катушки КРН-4Б является отсутствие вторичного конденсатора. Это объясняется тем, что от катушки до свечи протянут длинный экранированный провод, который сам по себе представляет большую емкость. Второй, главной, особенностью является наличие выпрямителя во вторичной цепи, что объясняется следующими

причинами. При работе пусковой катушки с повышенным напряжением питания количество импульсов в единицу времени возрастает. Это приводит к тому, что разрядный промежуток не успевает полностью денонизироваться и пробивное напряжение свечи падает. Следовательно, увеличивается длительность протекания тока во вторичной цепи при одной и той же запасенной мощности. Так как вторичная цепь представляет собой колебательный контур $L_2 - C_2$, то к моменту замыкания контактов вибратора по обмотке W_2 может протекать ток обратного направления, создающий поток, размагничивающий сердечник. В этом случае для создания магнитного поля, способного разорвать контакты вибратора, потребуется первичный ток величиной не 4—5 а, а значительно больший (8—15 а), что недопустимо для нормальной работы контактов вибратора. Для устранения размагничивающего действия вторичной обмотки и устанавливается последовательно с ней выпрямитель.

Агрегат пускового зажигания КРН4-2К состоит из двух катушек КРН-4Б, первичные цепи которых соединены параллельно. Блок работает соответственно на две эрозийные свечи и имеет во вторичных цепях катушек конденсаторы C_2 .

Агрегат пускового зажигания типа КРН4-2Р1 также состоит из двух катушек, но работает на одну эрозийную свечу. Первичные обмотки катушек блока соединены параллельно, а вторичные обмотки одним концом выведены через общий вывод к свече, а другими концами через выпрямитель присоединены к «массе». Параллельная работа двух катушек на одну свечу резко поднимает мощность разряда на свече и повышает надежность запуска.

В катушке КНА-124 и блоке пусковых катушек КНВ-244, состоящем из двух одиночных пусковых катушек, аналогичных катушке КНА-124, выпрямители отсутствуют. Это объясняется тем, что каждая катушка в этих агрегатах работает на две эрозийные свечи, включенные последовательно. Повышенное сопротивление вторичной цепи исключает возможность появления токов обратного направления. Поскольку энергия, выделяющаяся на свечах при их последовательном включении, меньше, чем в системах, ранее рассмотренных, то свечи «тренируются» слабее и агрегаты КНА-124 и КНВ-244 обладают большей чувствительностью к неисправностям воспламенителя (запального устройства). Засорение форсунки, неправильная установка свечи, помпаж двигателя и другие неисправности могут повысить пробивное напряжение свечи (происходит так называемая «растренировка» свечи). Искра не образуется, система зажигания работает на себя (без передачи энергии во вторичную цепь), что может привести к слипанию контактов вибратора или пробоем отдельных узлов агрегата.

В связи с этим следует отметить, что работа всех низковольтных систем зажигания на открытую цепь или проверка их работоспособности путем пробы «на искру» без включения свечей недопустимы.

Основные преимущества низковольтных систем зажигания со свечами поверхностного разряда по сравнению с высоковольтными искровыми системами следующие. Они имеют относительно небольшое значение рабочего напряжения, большую энергию и мощность электрического разряда, малочувствительны к загрязнению свечи и образованию нагара; на величину их пробивного напряжения параметры окружающей среды влияют мало.

§ 11.9. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ С ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ СТАРТЕРАМИ ПРЯМОГО ДЕЙСТВИЯ

Типовая структурная схема электропривода запуска ТРД с помощью электрического стартера прямого действия приведена на рис. 11.23. Основными элементами схемы являются стартер 4, аппаратура управления 3 и источник питания 1.

На рис. 11.24 приведена принципиальная электрическая схема трехступенчатого запуска ТРД с переключением аккумуляторных батарей. Управление работой электростартера СТ-2-48 автоматизировано с помощью панели ПС-2-48 и осуществляется в функции времени. Схема обеспечивает запуск на земле, запуск в воздухе и холодную прокрутку авиадвигателя.

Подготавливают систему к запуску двигателя на земле следующим образом:

1. Рычаг управления двигателем (РУД) устанавливают в положение «Малый газ», при этом контакт КМГ (контакт малого газа) замкнется.

2. Переключатель «Земля — Воздух» устанавливают в положение «Земля».

3. Включают сеть с помощью автомата АЗС.

4. Подготавливают для срабатывания цепь пусковых агрегатов (зажигание, пусковой топливный насос и соленоиды пусковых форсунок), для чего включают выключатель 1В.

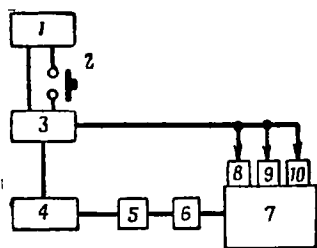
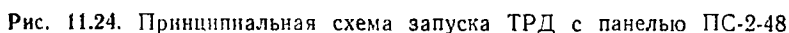


Рис. 11.23. Структурная схема электропривода запуска ТРД:

1 — источник питания; 2 — кнопка запуска; 3 — аппаратура управления; 4 — электрический стартер прямого действия; 5 — редуктор; 6 — храповая муфта; 7 — авиадвигатель; 8 — катушка зажигания; 9 — пусковой топливный насос; 10 — электромагнитный клапан пусковой форсунки

При нажатии кнопки запуска *КП* питание подается с плюса аккумулятора на электродвигатель реле времени *РВ*.



Электродвигатель *РВ*, освобожденный с помощью обмотки электромагнитного тормоза от торможения, начинает вращаться с постоянной скоростью. Вращение электродвигателя передается выходному валу с дисками.

462

ние через свои контакты, ранее замкнутые. Через 0,8—1,5 сек после нажатия пусковой кнопки с помощью второго диска замыкаются контакты *2PB* и подается питание на обмотку контактора *1K*. При замыкании контактов контактора *1K* замыкается цепь электростартера через пусковое сопротивление *R*. Электростартер начинает медленно вращаться, выбирая все имеющиеся люфты в зубцах шестерен и в храповой муфте свободного хода. Одновременно подается питание к пусковым агрегатам. Через 2—2,5 сек после замыкания контактов *2PB* с помощью третьего диска замыкаются контакты *3PB*. При этом срабатывает контактор *2K* и шунтирует пусковое сопротивление. Это вызывает резкое увеличение тока в цепи электростартера и соответствующее увеличение вращающего момента. Скорость вращения двигателя при этом быстро нарастает.

Через 5—6 сек после замыкания контактов *3PB* с помощью четвертого диска замыкаются контакты *4PB*. При замыкании контактов *4PB* подается питание на обмотку контактора *3K*, с помощью которого происходит переключение аккумуляторных батарей с параллельного соединения на последовательное. При этом происходит вторичное увеличение тока в цепи электростартера и более быстрое нарастание скорости вращения.

Примерно на 15-й секунде после начала работы электростартера вступает в действие турбина реактивного двигателя, что приводит к дальнейшему, более быстрому нарастанию скорости вращения.

Отключение электростартера и пусковых агрегатов происходит по истечении 30 сек, когда выходной вал реле времени сделает полный оборот и контакты микровыключателей *1PB*, *2PB*, *3PB*, *4PB* снова разомкнутся.

Блокировочное реле *PБ* исключает возможность включения электродвигателя стартера без пускового сопротивления, что могло бы привести к динамическому удару и поломке передаточного механизма. Если по какой-либо причине во время запуска прекратилась подача питания на схему, то работа реле времени АВП может прекратиться в тот момент, когда все микровыключатели остались в замкнутом положении. При восстановлении питания обмотка реле *PБ* получит питание лишь в том случае, когда замкнутся нормально замкнутые контакты *1PB*. Последнее же будет возможно только тогда, когда АВП доработает полный цикл и выходной вал придет в исходное положение.

Если при запуске двигателя топливо не воспламенилось, то во избежание пожара перед повторным запуском необходимо удалить топливо из камер сгорания и удлинительной трубы. Для этого производят холодную прокрутку двигателя электростартером. При этом стоп-кран должен быть закрыт,

а цепь пусковых агрегатов с помощью выключателя *1В* разомкнута. Нажатием кнопки запуска *КП* производится включение системы. Пусковая панель и стартер в данном случае

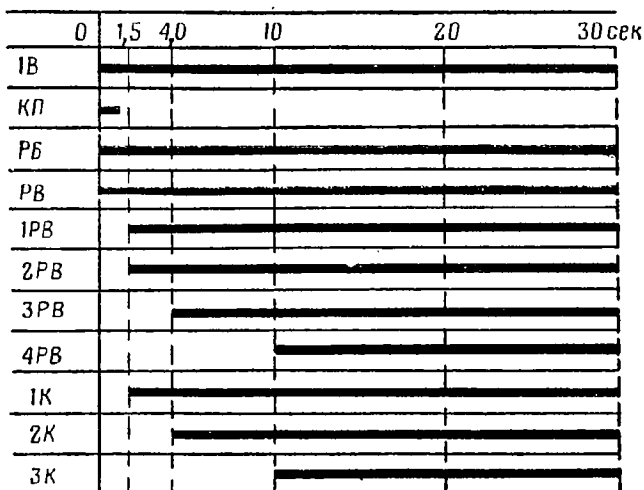


Рис. 11.25. Циклограмма запуска ТРД с панелью ПС-2-48

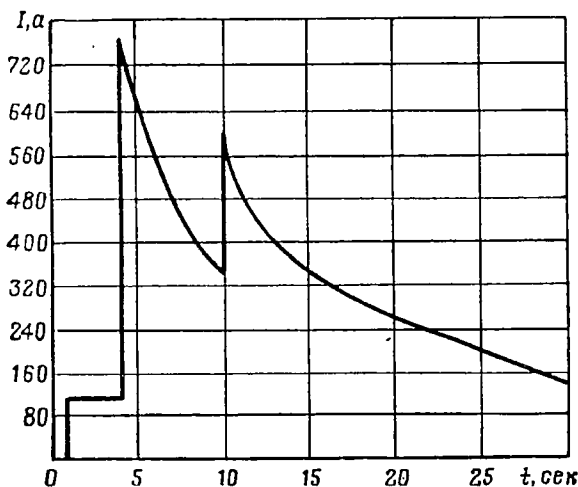


Рис. 11.26. Осциллограмма потребляемого стартером тока при двухступенчатом повышении напряжения

работают так же, как при нормальном запуске, пусковая же топливная аппаратура и аппаратура зажигания не работают, турбина только прокручивается. Поток воздуха, создаваемый компрессором, удаляет остатки топлива из ТРД.

Запуск авиадвигателя в воздухе осуществляется лишь включением пусковых агрегатов, для чего выключатель «Земля — Воздух» ставится в положение «Воздух». Стартер не включается, так как ротор авиадвигателя вращается под действием скоростного напора воздуха.

На рис. 11.25 приведена циклограмма запуска ТРД, определяющая последовательность работы отдельных элементов схемы, а на рис. 11.26 примерная осциллограмма потребляемого стартером тока при двухступенчатом повышении напряжения.

У некоторых истребителей, где нет возможности устанавливать на борту две аккумуляторные батареи, применяется автономный запуск реактивного двигателя со ступенчатым изменением магнитного потока возбуждения электродвигателя стартера. Для запуска используется электро-стартер такого же типа, что и в предыдущем случае, с той лишь разницей, что имеется вывод от последовательной обмотки возбуждения.

Для запуска турбореактивных двигателей наряду с электростартерами получили применение стартер-генераторы.

Одна из возможных схем управления стартер-генератором изображена на рис. 11.27. В качестве стартер-генератора здесь используется генератор смешанного возбуждения.

Стартерный запуск происходит в три ступени. На первой ступени запуска срабатывают контакторы K_2 , K_3 , K_4 . При срабатывании нормально замкнутого контактора K_4 угольный регулятор напряжения отключается от параллельной обмотки возбуждения. При срабатывании нормально разомкнутых контакторов K_2 и K_3 цепь якоря и параллельной обмотки возбуждения стартер-генератора оказываются подключенными к сети. Питание к цепи якоря подводится через добавочное сопротивление r_1 , ограничивающее пусковой ток, а следовательно, и пусковой момент.

На второй ступени запуска срабатывает контактор K_1 , добавочное сопротивление r_1 шунтируется и стартер-генератор, включенный на полное напряжение, начинает интенсивно раскручивать вал авиадвигателя.

На третьей ступени запуска срабатывает контактор K_3 и

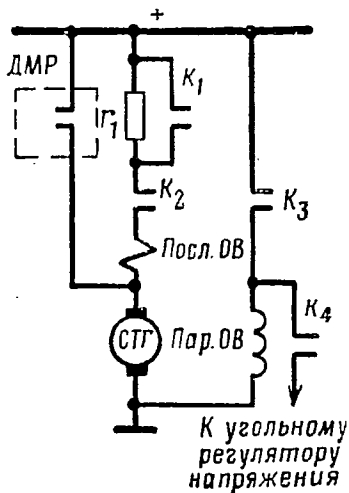


Рис. 11.27. Принципиальная электрическая схема стартер-генератора

разрывает цепь питания параллельной обмотки возбуждения, стартер-генератор начинает работать как электродвигатель последовательного возбуждения. Благодаря этому достигается увеличение скорости вращения при сопровождении авиадвигателя.

По окончании запуска контактор K_2 размыкает цепь питания стартера, а контактор K_4 вновь подключает параллельную обмотку возбуждения к угольному регулятору напряжения. Включение стартер-генератора в сеть для работы в качестве генератора осуществляется дифференциально-минимальным реле (ДМР).

В настоящее время отработан ряд автоматизированных систем запуска со стартер-генераторами типа ГСР-СТ, а также со стартер-генераторами типа СТГ.

§ 11.10. СИСТЕМЫ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ С ТУРБОСТАРТЕРАМИ

Система запуска с турбостартером может быть осуществлена при управлении в функции скорости вращения и в функции времени.

Типовая структурная схема системы запуска газотурбинного авиадвигателя с турбостартером при управлении последним в функции скорости вращения приведена на рис. 11.28. В нее входят: турбостартер С-300-75 мощностью 100 л. с. и электрический стартер СА-189 последовательного возбуждения мощностью 1200 вт.

Турбостартер представляет собой небольшой реактивный двигатель с одноступенчатым центробежным компрессором, рассчитанным на скорость вращения 31000—33500 об/мин ($n_{\text{макс}} = 35\,000$ об/мин). Он располагается во входном канале авиадвигателя, крепится к корпусу переднего подшипника ротора и закрывается обтекателем, имеющим окна для подвода воздуха к компрессору.

Камера сгорания турбостартера кольцевого типа и состоит из кожуха и жаровой трубы. Турбина турбостартера имеет сопловой аппарат (24 лопатки) и рабочее колесо. В выхлопной трубе поставлена заслонка, которая при неработающем стартере всегда закрыта. Закрытием заслонки предотвращается вращение ротора стартера от авторотации во время полета самолета. Открытие и закрытие заслонки производятся автоматически электромеханизмом МЗК-2, закрепленным на стартере и управляемым пневмоконтактором.

Турбостартер снабжен понижающим редуктором 10 и специальной гидравлической муфтой 9 для сцепления его выходного вала с валом турбины авиадвигателя 12. Гидромуфта обеспечивает плавное подключение турбостартера к двигателю только после того, как окончится запуск турбостар-

тера, и дальнейшую его работу на расчетном режиме при практически неизменной скорости вращения.

В процессе запуска и разгона турбостартера масло в гидромуфте не подается. По достижении скорости вращения, близкой к номинальной, масло начинает поступать в гидромуфту и начинается раскрутка ротора авиадвигателя. В процессе запуска авиадвигателя подача масла в гидромуфту должна постоянно увеличиваться, что обеспечивается специальным регулятором. При этом крутящий момент, передаваемый муфтой, поддерживается постоянным, а мощность

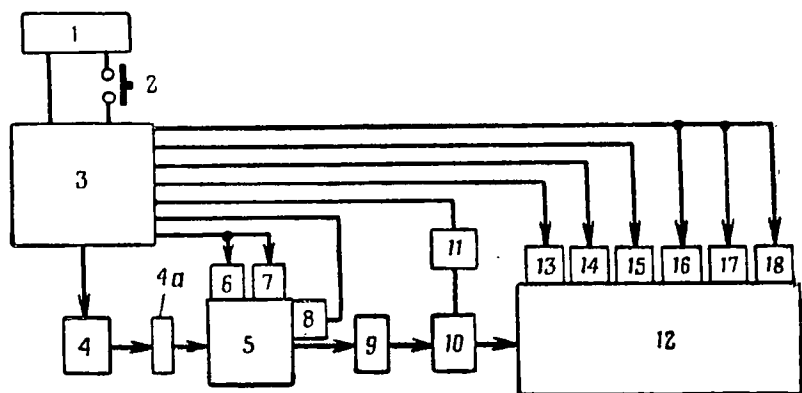


Рис. 11.28. Структурная схема системы запуска газотурбинного авиадвигателя с турбостартером:

1 — источник питания; 2 — кнопка запуска; 3 — пусковая коробка; 4 — электрический стартер прямого действия; 4а — муфта свободного хода; 5 — турбостартер; 6 — система зажигания турбостартера; 7 — электромагнитный клапан топливной системы турбостартера; 8 — электромеханизм заслонки выхлопного патрубка турбостартера; 9 — гидромуфта; 10 — редуктор; 11 — тахогенератор; 12 — авиадвигатель; 13, 14, 15 — краны пускового топливного распределителя; 16 — аппаратура зажигания авиадвигателя; 17 — пусковой топливный насос; 18 — электромагнитный клапан пусковой форсунки

на ведущем валу турбостартера увеличивается пропорционально скорости вращения авиадвигателя.

Гидромуфта состоит из ведущей и ведомой части. После заполнения полости гидромуфты маслом ведущая часть ее работает как насос, ведомая — как турбина. При вращении ведущей части гидромуфты (насоса) масло увлекается под действием центробежных сил в радиальном направлении. Приобретенный маслом запас живой силы на выходе из насоса передается лопатками ведомой части (турбине), заставляя ее вращаться. Вытесняемое из полости ведомой части масло снова попадает на лопатки ведущей части. Таким образом, масло совершает циркуляцию в радиальном направлении.

Основными элементами, обеспечивающими автоматизацию запуска авиадвигателя, являются тахогенератор ТД-1 и пусковая коробка ПТ-4М.

ся внутри электромеханизма, подается напряжение на сигнальную лампу L_1 и подготавливается к работе управляющая цепь контактора K_1 . К крайнем открытом положении заслонки контакты концевого выключателя BK_1 размыкаются и электромеханизм прекращает свою работу. Система подготовлена к запуску и можно нажимать пусковую кнопку.

При нажатии кнопки «Запуск на земле» подается питание на обмотку реле P_1 . Замыкание одной пары контактов реле P_1 блокирует пусковую кнопку, которая может быть отпущена, подает питание на обмотки $a, б, в$ электромагнитов пускового топливного распределителя $ПТР$, краны которого закрываются, подключает к сети обмотку возбуждения тахогенератора $ТГ$. Замыкание второй пары контактов реле P_1 подключает к сети обмотку контактора K_1 . При срабатывании контактора K_1 питание через нормально замкнутые контакты реле P_3 подается на пусковую (параллельную) обмотку реле максимальных оборотов — РМО (P_2^n). Под действием ее ампер-витков реле РМО срабатывает и замыкает своими контактами P_2 цепь электрического стартера $ЭСТ$, который начинает раскручивать ротор турбостартера. Одновременно при срабатывании РМО к сети подключается обмотка реле P_3 . Размыкание нормально замкнутых контактов этого реле отключает от сети пусковую обмотку РМО P_2^n , а замыкание двух пар, нормально разомкнутых, осуществляет самоблокировку реле P_3 и подключение к сети системы зажигания и электромагнитного топливного крана турбостартера (ЭМК). Теперь контакты РМО удерживаются во включенном состоянии электромагнитным усилием, создаваемым разностью ампер-витков серийной P_2^c и компенсирующей P_2^k обмоток.

С увеличением скорости вращения ток в цепи якоря электрического стартера, а следовательно, и ампер-витки обмотки P_2^c РМО уменьшаются. В то же время ампер-витки компенсационной обмотки P_2^k , действующие навстречу ампер-виткам обмотки P_2^c несколько возрастают, так как с уменьшением тока уменьшается падение напряжения на участке сети до компенсационной обмотки.

При скорости вращения 8000—12 500 об/мин результирующие ампер-витки $AW_{рез} = AW_c - AW_k$ становятся недостаточными для удержания контактов реле РМО в замкнутом состоянии. Контакты P_2 размыкаются, и электрический стартер отключается от сети. Отключение стартера происходит независимо от величины напряжения источника питания приблизительно при одной и той же скорости вращения, так как при изменении напряжения ампер-витки AW_c и AW_k изменяются в одинаковой степени и их разность остается примерно

постоянной. Наличие регулируемого сопротивления R_1 в цепи компенсирующей обмотки РМО позволяет осуществлять регулировку момента отключения электростартера.

После отключения электростартера от сети турбостартер самостоятельно выходит на нормальный режим работы. По достижении им скорости вращения 29000 об/мин в гидромуфту начинает поступать масло, при этом происходит соединение турбостартера с авиадвигателем. Одновременно с валом турбины авиадвигателя начинает вращаться и якорь тахогенератора. Напряжение тахогенератора, пропорциональное скорости вращения, подается на сигнальные реле P_4 и P_5 . Эти реле имеют рабочую и компенсационную обмотки. Ампер-витки их действуют навстречу друг другу и реле срабатывает под действием результирующих ампер-витков $AW_{рез} = AW_p - AW_k$.

Так как при изменении температуры ампер-витки AW_p и AW_k изменяются в одинаковой степени и результирующие ампер-витки остаются постоянными, то работа реле практически не зависит от температуры окружающей среды.

Рабочие обмотки обоих реле включаются через подстроечные сопротивления, с помощью которых регулируется напряжение срабатывания.

Когда скорость вращения авиадвигателя будет составлять 220—280 об/мин, напряжение тахогенератора станет достаточным для срабатывания реле P_4 , которое замкнет свои нормально разомкнутые контакты. Напряжение сети через нормально замкнутые контакты P_6 и P_8 подается на обмотку реле P_7 . Реле P_7 в свою очередь включает: блок пусковых катушек авиадвигателя (ПК АД), электромагнитный клапан пусковой форсунки авиадвигателя (ЭМКП), электродвигатель пускового насоса (ПНР), промежуточное реле P_9 и сигнальную лампу L_2 .

Реле P_9 , получив питание, отключает от тахогенератора рабочую обмотку сигнального реле P_4 и второй парой своих нормально разомкнутых контактов подключает рабочую обмотку реле P_5 к тахогенератору. Одновременно другая пара замкнувшихся нормально разомкнутых контактов реле P_9 обеспечивает питание обмотки реле P_7 . С увеличением скорости вращения авиадвигателя до 260—340 об/мин напряжение тахогенератора становится достаточным для срабатывания сигнального реле P_5 .

Реле P_5 своими контактами замыкает цепь питания реле P_{10} , которое самоблокируется нормально разомкнутыми контактами. Вторая пара нормально разомкнутых контактов реле P_{10} подключает к сети обмотку реле P_6 . Реле P_6 , сработав, разрывает цепь питания рабочей обмотки сигнального реле P_5 и вновь подключает к тахогенератору рабочую обмотку сигнального реле P_4 , однако теперь через большее со-

противление, чем раньше ($R_4 > R_3$). Одновременно реле P_6 подготавливает цепь включения промежуточного реле P_8 .

Размыкание нормально замкнутых контактов реле P_{10} в цепи питания обмотки *а* электромагнитного крана *ПТР* приводит к поступлению в авиадвигатель первой дозы основного топлива.

По достижении авиадвигателем скорости вращения, равной 740—880 об/мин, напряжение тахогенератора становится достаточным для срабатывания сигнального реле P_4 , которое включает реле P_8 , самоблокируется, разрывает цепь питания обмотки *б* электромагнитного крана *ПТР*, в результате чего в авиадвигатель поступает вторая доза основного топлива, отключает реле P_7 , которое в свою очередь снимает питание с блока пусковых катушек, электродвигателя пускового топливного насоса и электромагнитного клапана пусковой форсунки, о чем свидетельствует погасание лампы L_2 . Кроме того, реле P_8 включает обмотку промежуточного реле P_{11} . Реле P_{11} , сработав, подготавливает цепи включения сигнального реле P_5 через сопротивление $R_6 > R_5$ и реле P_{12} . Сигнальное реле P_4 при срабатывании реле P_{11} отключается от тахогенератора.

При скорости вращения ротора авиадвигателя 1150—1250 об/мин напряжение на тахогенераторе становится достаточным для срабатывания сигнального реле P_6 , которое в свою очередь замыкает цепь питания реле P_{12} . Нормально замкнутые контакты реле P_{12} разрывают цепь питания обмотки *в* электромагнитного крана *ПТР*, и в авиадвигатель поступает третья доза основного топлива. Одновременно снимается питание с обмотки реле P_1 , при срабатывании которого обеспечивается вся система автоматического запуска и все элементы схемы возвращаются в исходное положение.

Размыкание контактов реле P_1 в цепи обмотки контактора K_1 и, как следствие, размыкание его контактов и отключение от сети обмотки реле P_3 прекращает подачу топлива в турбостартер и работу его системы зажигания. Турбостартер прекращает свою работу, а авиадвигатель самостоятельно выходит на режим малого газа.

По окончании запуска авиадвигателя при скорости вращения турбины, равной 1800—1900 об/мин, в результате повышения давления за компрессором срабатывает пневмоконтактор *ПК*, замыкая цепь питания электромеханизма *МЗК*. Электромеханизм начинает закрывать заслонку выхлопного патрубка турбостартера. При закрытом положении заслонки *МЗК* отключается от сети концевым выключателем BK_2 . Электромеханизм *МЗК* закрывает также заслонку выхлопного патрубка при выключении переключателя *П*.

По достижении авиадвигателем скорости вращения, равной 3800 об/мин, срабатывает центробежный выключа-

тель ЦВ, контакты которого замыкают цепь питания электромагнитного воздушного крана ЭВК, открывающего доступ сжатого воздуха в механизм ленты перепуска. Кроме того, параллельно контактам ЦВ включена кнопка ЛПВ, позволяющая закрывать ленту перепуска воздуха на неработающем двигателе.

После окончания запуска переключатель П ставится в исходное положение.

Для запуска авиадвигателя в воздухе переключатель П устанавливается в положение «Вкл.» и нажимается кнопка «Запуск в воздухе» (АЗС, находящийся в цепи МЗК и не показанный на схеме, остается в разомкнутом положении). При этом подается питание на обмотку реле P_1 . Реле P_7 своими контактами включает в работу пусковые устройства авиационного двигателя, о чем свидетельствует загорание лампы L_2 . Для прекращения запуска необходимо отпустить кнопку. Пользоваться кнопкой «Запуск в воздухе» разрешается не более 40 сек на одну попытку запуска.

Подготовка электроавтоматики к проведению холодной прокрутки авиадвигателя производится установкой переключателя П в положение «Вкл.». При этом открывается заслонка выхлопного патрубка турбостартера, подготавливается к работе цепь контактора K_1 и загорается сигнальная лампа L_1 . После этого необходимо включить выключатель «Холодная прокрутка авиадвигателя» (ХП АД), через который получает питание обмотка реле P_{12} .

Авиадвигатель запускается в той же последовательности, что и при автоматическом запуске на земле, однако пусковые устройства авиадвигателя при этом не включаются (разомкнуты контакты реле P_1 и питание не подается на ПТР и пусковые устройства). Для прекращения прокрутки выключатель ХП АД ставится в исходное положение. Прокрутку разрешается производить в течение 80 сек. После прекращения прокрутки главный выключатель П следует установить в положение «Выкл.», что обеспечивает закрытие заслонки выхлопного патрубка турбостартера.

§ 11.11. УПРАВЛЕНИЕ ФОРСАЖНЫМ РЕЖИМОМ РАБОТЫ ТРД

Превышение скорости истечения газов над скоростью полета самолета определяет (наряду с величиной секундного весового расхода газов) величину тяги, развиваемой двигателем. При форсировании двигателя сжиганием дополнительного количества топлива увеличивается скорость истечения газов, в результате чего — и тяга двигателя.

Управление режимами работы ТРД может осуществляться регулированием количества топлива, сжигаемого в камере

сгорания в единицу времени, воздействием на приводы угла поворота лопаток направляющего аппарата компрессора и лент перепуска воздуха, а также регулированием площади выходного сечения реактивного сопла. Каждому режиму работы авиадвигателя должно соответствовать определенное положение органов управления, которое обеспечивается использованием специальных электрических схем. Электрические схемы должны обеспечить также специфические особенности работы авиадвигателя при форсаже, а также необходимость перевода двигателя в этот режим через «максимал» с соответствующими защитными блокировками.

Включение элементов системы запуска форсажной камеры, а также их выключение необходимо производить по определенной временной программе с учетом необходимых защитных блокировок. Режим работы турбокомпрессора при форсаже должен сохраняться неизменным.

Для автоматизации запуска форсажной камеры ТРД используются следующие две схемы:

— электрическая схема запуска форсажной камеры с использованием электродвигательного реле времени;

— релейная схема управления форсажным режимом.

Автоматические системы с электродвигательным реле времени были выше описаны (см. § 11.4), поэтому рассмотрим релейную схему управления.

На турбореактивных двигателях с регулируемым форсажем величина дополнительной тяги, развиваемой форсажной камерой, должна плавно изменяться от минимального до максимального значения в зависимости от положения РУД. При максимальной скорости вращения турбокомпрессора и максимально допустимой температуре газов перед сопловым аппаратом турбины это достигается плавным изменением выходного сечения реактивного сопла и подачей топлива в соответствии с положением РУД. Для этого рычаг управления двигателем и силовой привод управления створками реактивного сопла при переходе на режим форсажа соединяются посредством следящей системы, которая в упрощенном виде показана на рис. 11.30.

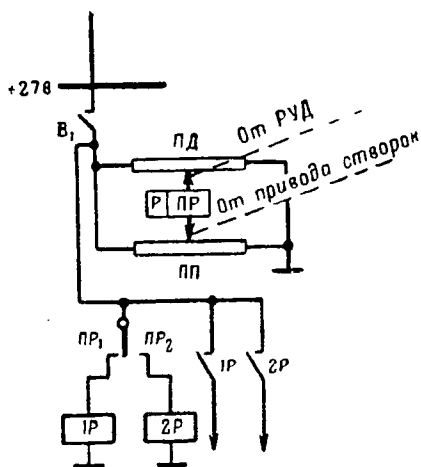


Рис. 11.30. Упрощенная схема следящей системы, связывающей РУД с приводом створок реактивного сопла

Питание следящей системы осуществляется через контакты B_1 , которые замыкаются при включении форсажа. В этом случае при перемещении РУД передвигается ползун потенциометра датчика ПД, вызывая нарушение равновесия моста. Поляризованное реле ПР, включенное в выходную диагональ моста, срабатывает, замыкая соответствующие контакты в зависимости от знака рассогласования (например, контакты $ПР_2$). При этом сработает реле 2Р и своими контактами включит электрогидрокран открытия створок реактивного сопла. По мере открытия створок ползун потенциометра приемника ПП (обратной связи), связанный с приводом, начнет перемещаться, восстанавливая равновесие моста. Как только ползун ПП установится строго против ползуна ПД, мост сбалансирован и поляризованное реле отпустит свои контакты, выключая систему привода створок. В результате створки реактивного сопла поворачиваются на определенный угол, соответствующий положению РУД при форсаже, и т. д.

Для эффективного запуска и работы такой системы необходимо обеспечить (оптимальную) временную задержку между открытием створок реактивного сопла и подачей форсажным насосом рабочего топлива. Длительность этой задержки обуславливается характеристиками авиационного двигателя.

Для установки необходимой временной задержки используются релейные программные устройства, допускающие возможность перенастройки временной программы.

§ 11.12. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ

Системы запуска ГТД являются ответственной частью оборудования, поэтому в процессе эксплуатации необходим тщательный уход за их элементами и строгое выполнение регламентных работ, осмотров и других видов технического обслуживания и правил технической эксплуатации.

Уход за стартером сводится к наблюдению за его внешним состоянием, осмотру токоподводящих проводов и их наконечников, наблюдению за состоянием коллектора, щеток, токоведущих канатиков, щеточных пружин и других деталей внутри стартера, доступных осмотру, к проверке состояния шарикоподшипников, давления пружин на щетки, сопротивления изоляции обмотки электродвигателя стартера.

Проверка внешнего состояния стартера проводится при выполнении предварительной подготовки. При этом проверяются затяжка гаек крепления стартера, надежность заделки проводов в наконечниках. Стартер не должен иметь механи-

ческих повреждений, на его поверхности не должно быть пыли, грязи и масла.

Состояние коллектора, щеток, токоведущих канатиков, щеточных пружин контролируется при регламентных работах. Для этого снимается защитная лента с электродвигателя стартера. С внутренней поверхности ленты удаляется ветошью, смоченной бензином, щеточная пыль. Если на внутренней поверхности ленты окажутся крупинки или капли олова, стартер следует снять и проверить состояние пайки петушков коллектора. Внутренняя полость электростартера продувается сжатым воздухом при давлении $1-1,5 \text{ кг/см}^2$. Осматриваются коллектор, щетки, токоведущие канатики, щеточные пружины и детали внутри стартера, доступные осмотру. Перемещая щетки от руки вдоль обойм, следует убедиться в легкости хода щеток в обоймах щеткодержателей. При заедании щетки в обойме места трения щетки об обойму зачищаются стеклянной бумагой настолько, чтобы щетка свободно перемещалась, при этом она не должна качаться в обойме. Замеряется высота щеток. В случае их срабатывания ниже допустимого предела щетки заменяются новыми. При обнаружении загрязнения и следов нагара на коллекторе он протирается чистой салфеткой, слегка смоченной в бензине Б-70. При наличии на коллекторе несмываемого значительного подгара стартер заменяется исправным.

Состояние шарикоподшипников, давление пружин на щетки и сопротивление изоляции обмотки электродвигателя проверяются на стартере, снятом с авиадвигателя.

Особое внимание следует уделять состоянию контактных соединений в силовых цепях электростартеров. Токи, потребляемые стартерами, достигают сотен и тысяч ампер, и поэтому даже небольшие переходные сопротивления в контактных соединениях могут вызвать значительные падения напряжения, что нарушает нормальную работу систем запуска.

Уход за аппаратурой управления сводится к проверке ее крепления, внешнего состояния, надежности затяжки гаек на контактных болтах, осмотру проводов, шин, контакторов и реле, к измерению сопротивления изоляции.

При проверке контактора, включая его рукой, следует убедиться в том, что нет заедания якоря. При заедании якоря в одном из крайних или в промежуточном положении контактор заменяется исправным. При обнаружении загрязнения или подгорания контактов они протираются чистой писчей бумагой и салфеткой или замшей, смоченной в спирте, а затем продуваются сжатым воздухом. При сильном подгаре контактов со следами меди контактор заменяется исправным. Подчистка же контактов реле и контакторов категорически

запрещается, так как она только ухудшает работу контактной системы.

Зачистка контактов портит полированную поверхность контактов, что способствует усилению дугообразования и, как следствие, вызывает чрезмерный подгар, а иногда и спекание контактов. Применение наждачной шкурки для указанной цели резко снижает сопротивление изоляции изделия, так как осаждающаяся при этом на деталях наждачная пыль создает токопроводящие мостики. Кроме того, попадание металлической и наждачной пыли в подвижную систему электромагнита может вызвать заедание и заклинивание.

В процессе эксплуатации следует учитывать влияние температуры атмосферного воздуха на запуск авиадвигателя. Надежный запуск обеспечивается при температуре окружающего воздуха от $+35$ до -25°C . С понижением температуры возрастает момент сопротивления компрессора из-за повышения плотности воздуха, увеличивается вязкость смазочных веществ и, как следствие, суммарный момент сопротивления.

С повышением температуры из-за понижения плотности воздуха мощность турбины авиадвигателя и турбостартера уменьшается. При всяком понижении и повышении температуры изменяется весовой расход воздуха через камеру сгорания. Это вызывает необходимость регулировки подачи топлива перед запуском.

Пусковые панели и коробки газотурбинных двигателей в процессе выполнения регламентных работ, а также после ремонта и при продлении ресурса, подвергаются проверке на правильность отработки временной программы. В этих случаях производится также проверка напряжения включения и отключения контакторов.

Правильность отработки аппаратурой управления программы запуска может быть проверена при холодной прокрутке авиадвигателя.

Методика проверки аппаратуры управления применительно к системе запуска с отработкой операций в функции времени состоит в следующем. При работе электростартера при каждом переключении цепей его питания контакторами резко изменяются показания амперметра. Отмечая моменты резкого изменения показаний амперметра, установленного на стартовой тележке, можно проверить время (по секундомеру) отработки программы запуска как по этапам, так и всего цикла запуска.

Техническими данными, которыми в основном характеризуется исправность электрического стартера, являются потребляемый ток и скорость вращения при номинальном нагрузочном моменте, замсренные в конце цикла запуска.

При прокрутке авиадвигателя с помощью электростартера или в случае, если запуск не удался, последующее включе-

ние стартера можно производить лишь после полной остановки авиадвигателя. Несоблюдение этого правила может привести к поломке храповой муфты.

Техническая эксплуатация пусковых катушек заключается в систематическом осмотре контактов прерывателя, выводов высокого напряжения, питающих проводов, деталей экранировки и в своевременном выполнении регламентных работ. При выполнении 50-часовых регламентных работ производится и регулирование величины тока первичной цепи катушки и, следовательно, величины вторичного напряжения. В этом случае путем ввертывания (если ток меньше нормы) или вывертывания (если ток больше нормы) контактного винта добиваются соответствия тока в первичной цепи значению, указанному в технических данных.

Осмотр и чистка контактов прерывателей производится через каждые 150 включений. При наличии подгара контактов их зачищают плоским «бархатным» напильником так, чтобы поверхности контактов плотно прилегали друг к другу. После зачистки контакты тщательно протираются замшей, смоченной в спирте.

Экранировка проводов должна иметь надежный электрический контакт в местах сочленения с корпусом двигателя. Переходные сопротивления экранирующих устройств должны быть не более 100 *мком*.

Осмотр и проверка запальных свечей производятся через 25 *час* налета самолета. При этом проверяются целостность изолятора свечей, отсутствие механических повреждений, удаляются нагар и загрязнение промывкой в бензине. Проверяется и регулируется зазор между электродами искровых свечей. После осмотра и устранения неисправностей проверяется работоспособность свечи под напряжением.

При эксплуатации пусковых катушек на авиационных двигателях нужно строго следить за соблюдением режима их включения. Как правило, индукционные катушки предназначены для кратковременного режима работы.

Для катушек, которые используют для воспламенения топлива в форсажных камерах, допускают пять включений подряд продолжительностью по 5 *сек*, после этого катушки должны полностью охлаждаться. Для катушек основных камер сгорания допускается три включения по 30—40 *сек* с перерывом между включениями 4 *мин*; после трех включений — полное охлаждение.

Для запуска в воздухе разрешается одно включение длительностью 60 *сек* с последующим перерывом 10 *мин*.

При технической эксплуатации низковольтных систем зажигания с эрозионными свечами следует выполнять ряд дополнительных требований:

— категорически запрещается даже кратковременная ра-

бота системы на разомкнутую цепь во избежание слипания (сваривания) контактов прерывателя; по этой же причине запрещается проверка всех низковольтных систем зажигания «на искру»;

— постоянно следить за состоянием всей высоковольтной арматуры, так как неплотный контакт может привести к тому, что система зажигания будет работать в условиях, близких к режиму работы на открытую цепь;

— для дополнительной «подтренировки» свечи типа СПН перед первым запуском после длительного перерыва, особенно в зимнее время, рекомендуется произвести одно-два включения системы зажигания без подачи пускового топлива;

— следить за тем, чтобы напряжение на зажимах катушки даже кратковременно не выходило за пределы минимально и максимально допустимого значения, указанного в ТУ.

В случае засорения форсунки запального устройства происходит неправильный распыл топлива, следствием этого может быть коксование свечи или ее «растренировка». Такое же явление наблюдается и при неправильной установке свечи в запальном устройстве. Поэтому при отказе свечи следует не только заменить ее новой, но и обязательно проверить исправность запального устройства, иначе новая свеча через несколько запусков выйдет из строя.

ГЛАВА 12

СВЕТОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА И ОБОГРЕВАТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Для обеспечения работы членов экипажа в сложных метеорологических условиях полета и ночью, сигнализации, а также для выполнения наземной подготовки в ночных условиях на летательных аппаратах устанавливаются специальные светотехнические средства. В зависимости от выполняемых функций светотехнические средства можно разделить на следующие группы: внутреннее освещение, внутреннее и внешнее сигнальное оборудование, посадочное и рулевое освещение.

Характерным для световых приборов является то, что их работа непосредственно связана с таким приемником лучистой энергии, как глаз человека, обладающий спецификой восприятия световых сигналов. Из оптического диапазона электромагнитного спектра в области чувствительности глаза находятся электромагнитные излучения с частотой $f = 3,96 \cdot 10^{14} \div 7,89 \cdot 10^{14}$ гц (длина волны $\lambda = 760 \div 380$ мкм), т. е. видимые излучения. Другой особенностью глаза является его спектральная чувствительность. Зрительное ощущение зависит не только от величины потока Φ_e световой энергии (имеет размерность мощности), но и от чувствительности глаза к цвету сигнала, которая максимальна при зеленом свете ($\lambda = 0,555$ мкм). Таким образом, только часть излучаемой световой энергии улавливается глазом. Поэтому в световых измерениях помимо энергетической (объективной) оценки лучистой энергии производят оценку по зрительному ощущению (субъективную), вводя понятие светового потока Φ ($\Phi < \Phi_e$).

§ 12.1. ИСТОЧНИКИ ИЗЛУЧЕНИЯ

Тепловые и люминесцентные источники излучения по разному воздействуют на глаз вследствие того, что они отличаются по спектру. Оценка источников видимого света производится по значениям коэффициента использования излучений (показывающего, какая часть потока, падающего на глаз, используется им), называемого световым к.п.д. источника ($\eta_{св}$) или световой отдачей (ξ), когда ему придается размерность $лм/вт$. Напомним, что термин «световая отдача» применяется также для оценки отношения светового потока источника света к электрической мощности, потребляемой им.

Тепловое излучение

Тепловое излучение возникает в результате спонтанных переходов электронов и атомов с высоких энергетических уровней на более низкие их значения и поэтому некогерентно. При тепловом излучении с увеличением температуры излучателя максимум излучения перемещается в область более коротких волн, а величина лучистого потока увеличивается.

В лампах накаливания источником излучения обычно является вольфрамовая нить, имеющая высокую температуру плавления ($3653^{\circ}K$), значительную механическую прочность и небольшую испаряемость, определяющую срок службы лампы. Но не только эти качества вольфрама определяют его широкое использование в источниках видимого света. При температуре $2400^{\circ}K$, обеспечивающей срок службы лампы 1000 час, вольфрам излучает около 44% максимальной возможной величины светового потока теплового излучателя (световая отдача 8—10 $лм/вт$). При увеличении напряжения питания лампы накаливания возрастает ее световой поток и световая отдача, но срок службы значительно уменьшается. Автационные лампы накаливания имеют повышенную световую отдачу (до 15 $лм/вт$), но при относительно малом сроке службы — 15—100 час. Автационные лампы (рис. 12.1) обычно малогабаритные, виброустойчивые и имеют специальную конструкцию цоколя (одно- или двух-контактного), предотвращающего самовыворачивание при вибрациях. Они рассчитаны на напряжение 26—28 в и выполняются на мощностях 0,6—80 вт — для осветительной и светосигнальной аппаратуры и 100—600 вт — для посадочного и рулежного освещения.

Люминесцентное излучение

Люминесцентное излучение обусловлено возбуждением электронов и атомов под действием электромагнитного поля

с последующим спонтанным переходом возбужденных частиц на более низкие энергетические уровни.

Лампа УФО-5 (ультрафиолетового облучения) представляет собой люминесцентную ртутную лампу низкого давления

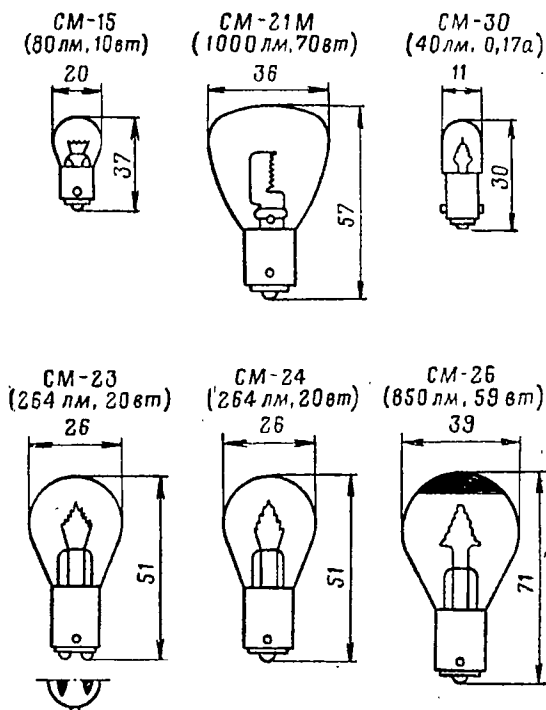


Рис. 12.1. Авиационные лампы

(рис. 12.2). Колба лампы с внутренней стороны покрыта светосоставом (люминофором), свечение которого возбуждается ультрафиолетовым излучением ($\lambda=0,1849$ мк и $\lambda=0,2537$ мк), образующимся при разряде в парах ртути. Светосостав, поглощающий излучение ртути, испускает, в свою очередь, голубой видимый свет, насыщенный ультрафиолетовыми излучениями (с максимумом в области $\lambda=0,365$ мк). При включении лампы ее катод разогревается и ионизирует пространство между электродами. При этом возникает разряд в парах ртути. Схема включения лампы УФО-5 позволяет погасить ее, оставляя цепь катода замкнутой для обеспечения ионизации пространства анод — катод. Это обеспечивает почти мгновенное

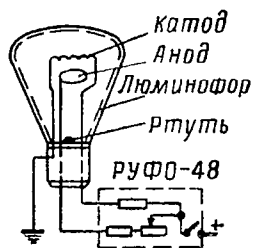


Рис. 12.2. Лампа УФО-5

повторное зажигание лампы в отличие от ламп УФО-4 и УФО-4А, у которых на зажигание требуется около 2 мин.

Импульсные источники излучений (рис. 12.11), широко используемые в импульсных маяках, являются также газосветными лампами, излучение которых возникает при разряде конденсатора через лампу.

Электролюминесцентные источники излучения используют излучение твердых тел, находящихся в электрическом поле. Явление электролюминесценции отличается от других видов люминесценции только механизмом возбуждения атомов твердого тела (люминофора), помещенного в переменном электрическом поле. Одна из высказанных гипотез [6] предполагает, что причиной свечения поверхности люминофора в виде небольших (1—2 мк) ярких пятен является концентрация электрического поля в области свечения. При размерах кристалликов люминофора 10—20 мк в светящейся области «пятна» линейное напряжение поля достигает значения 10^6 в/см и более, при котором свободный электрон разгоняется и отдает кинетическую энергию связанным электронам кристаллов люминофора, приводя их в возбужденное состояние, сопровождающееся свечением. Яркость электролюминесцентных излучателей увеличивается с возрастанием питающего напряжения и частоты. Чрезмерный рост приложенного напряжения ограничивается значениями напряжения пробоя, а частоты — нагревом электропроводящего стекла. Конструкция электролюминесцентной лампы приведена на рис. 12.5, в. Современные образцы ламп имеют светоотдачу 4—5 лм/вт и яркость от 30 до 600 нт при изменении частоты от 60 до 4000 гц. Срок службы их 1000 час и более.

§ 12.2. ВНУТРЕННЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ

Внутреннее освещение обеспечивает нормальную работу членов экипажа при полете самолета ночью и в тяжелых метеорологических условиях днем. В зависимости от способа освещения его можно подразделить на общее и местное. Общее освещение, например, предназначено для освещения кабины летчика или бомбоотсека, а местное — для освещения отдельных рабочих поверхностей (приборной доски, стола штурмана, электрощитков и т. п.).

При полете ночью, чтобы наблюдать световые сигналы вне летательного аппарата, освещенность которых ($E = 1 \cdot 10^{-9}$ лк) в миллионы раз меньше, чем днем, глаз должен адаптироваться (т. е. приспособиться к малой освещенности). Но нормальной темновой адаптации будет мешать освещение приборов, необходимое для четкой фиксации

их показаний. Оптимальной величиной, удовлетворяющей хорошему наблюдению за показаниями приборов и слабыми внешними сигналами, считается освещенность приборной доски $E=2-6$ лк. При этом неравномерность освещенности не должна превышать 3:1.

Общее освещение

Общее освещение осуществляется с помощью плафонов открытого или закрытого типа, имеющих защитное матовое или гранулированное стекло. К открытым плафонам относится плафон ПС-45 с лампой СМ-25 (алюминиевый корпус его является и отражателем), к закрытым — плафон П-39. Корпус-отражатель закрытого плафона, окрашенный внутри алюминиевой краской, обеспечивает относительно равномерную освещенность. Там, где необходимо создать освещенность на небольшой поверхности или обеспечить освещение узких проходов и отсеков, а также в местах, где возможно присутствие паров топлива, применяют герметичные самолетные плафоны ПСГ-45 с лампой СМ-24 (рис. 12.3, а). Во время полетов общее освещение, как правило, выключается.

Местное освещение

Местное освещение осуществляется шарнирными и кабинными лампами или арматурами ультрафиолетового облучения; арматурами с использованием отраженного света, светопровода и электролюминесценции; индивидуальным подсветом приборов, в том числе встроенными в прибор светильниками.

Ш а р н и р н ы е л а м п ы оборудованы специальной шарнирной подставкой, обеспечивающей изменение положения и угла наклона светильника. Они применяются, например, для освещения рабочих столов штурманов. Для освещения сравнительно широкой поверхности используется шарнирная лампа СЛШ-45 (рис. 12.3, б) с простым алюминиевым отражателем и лампой СМ-23. Для создания большой освещенности, регулируемой по величине, применяется настольная шарнирная лампа СЛШН-48. Этот светильник имеет лампу типа СМ-23 и латунный хромированный отражатель, закрытый матовым защитным стеклом (рис. 12.3, в). В основание шарнирной подставки вмонтирован регулировочный реостат, снижающий освещенность до 40% и служащий одновременно выключателем лампы. Шарнирная комбинированная лампа СЛШК-53 имеет арматуру, аналогичную арматуре КЛСРК (рис. 12.4). Временное освещение при работах или осмотрах в кабинах осуществляется выдвижными лампами (с механиз-

мом намотки провода длиной 1,65 м) типа ВЛС-45 или переносными светильниками типа ПЛ-36.

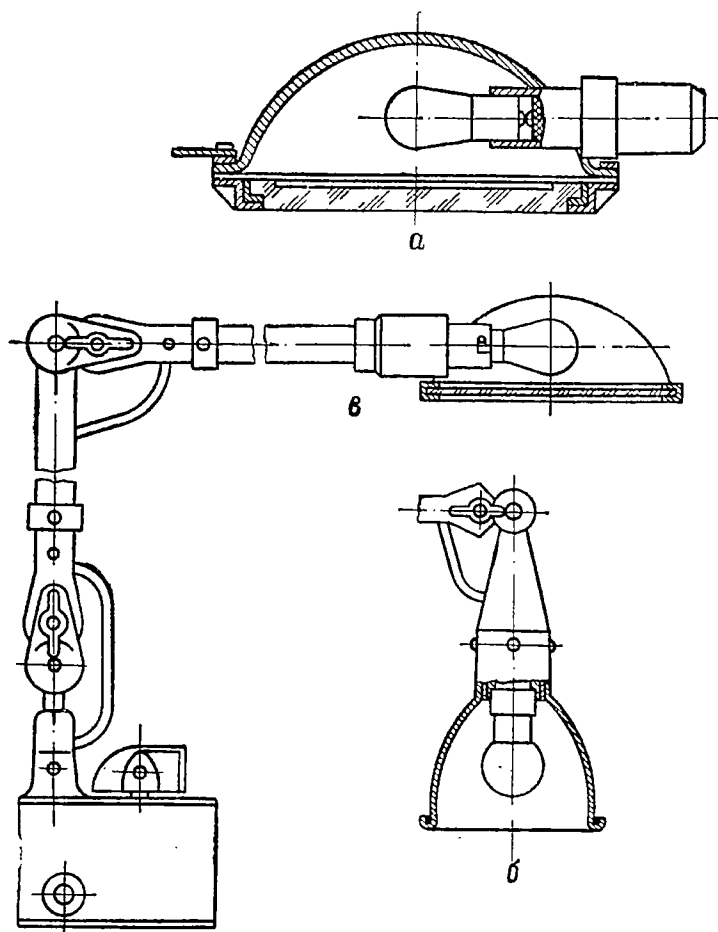


Рис. 12.3. Плафоны общего назначения:

а — герметичный самолетный плафон ПСГ-45; *б* — плафон шарнирной лампы СЛШ-45; *в* — настольная шарнирная лампа СЛШН-48

Кабинные лампы и арматуры ультрафиолетового облучения предназначены для освещения приборных досок, электрощитков и органов управления.

Кабинная лампа КЛСРК-45 (кабинная лампа самолетная с реостатом и кнопкой). В корпусе арматуры (рис. 12.4, *а*) вмонтирован отражатель 1 и реостат 2, обеспечивающий снижение светового потока до 1% максимального. В крайнем положении реостата (при максимальном со-

противлении) лампа выключается. Кнопка 3 на корпусе может шунтировать этот реостат, обеспечивая полное напряжение на лампе СМ-30. Цилиндрическая насадка с линзой 4 может перемещаться вдоль корпуса (по пазу 5), изменяя освещенность и размер светового пятна, создаваемого светильником. При выдвинутой насадке и полном накале лампы све-

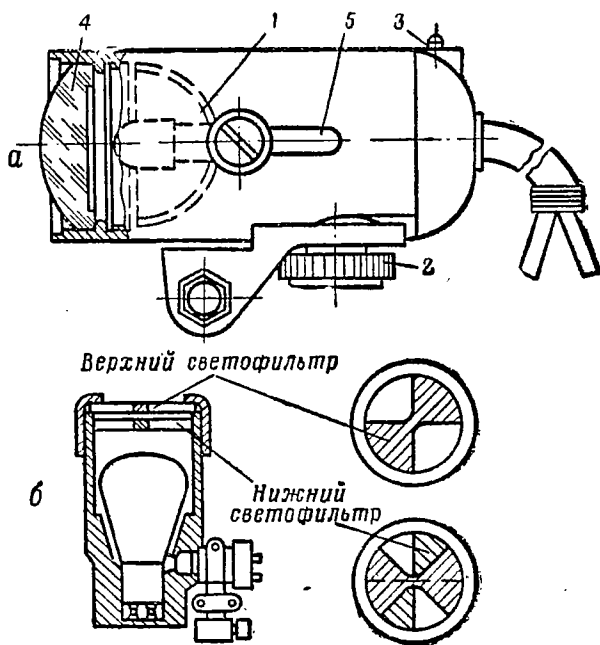


Рис. 12.4. Арматуры внутреннего освещения:

а — арматура типа КЛСРК (1 — отражатель; 2 — реостат; 3 — кнопка; 4 — линза; 5 — паз); б — арматура ультрафиолетового облучения типа АРУФОШ

товое пятно на расстоянии 0,7 м имеет диаметр 10 см и освещенность не менее 100 лк. При полностью надвинутой насадке освещенность в световом пятне уменьшится до 3 лк.

Арматуры ультрафиолетового облучения (УФО) предназначены для облучения светящихся составов временного действия, нанесенных на шкалах приборов и знаках в кабинах. Некоторые из них используются также для местного освещения видимым светом (например, когда открыт светофильтр — шторка арматуры АРУФОШ-45).

Арматура АРУФОШ-45 (рис. 12.4, б) имеет светофильтры — шторки из черного увиолевого стекла с двумя секторными вырезами. При повороте верхнего светофильтра в пределах до 90° световое отверстие прибора может полно-

стью или частично закрыться. Максимальная величина открытия (50% площади выходного отверстия) используется для освещения белым светом. При закрытом светофильтре арматура посылает только ультрафиолетовые лучи для облучения светосоставов. Арматура вместе со специальными реостатами РУФО рассчитана на напряжение 28 в и применяется с лампами типа УФО. Реостат типа РУФО-45 или РУФО-48 обеспечивает включение лампы и регулирование интенсивности излучения в пределах 40—130% (за 100% принимается излучение при токе 0,35 а).

Арматура АРУФОШ-50 имеет отражатель, закрытый черным увиолевым светофильтром. Благодаря отражателю арматура обладает более высокой интенсивностью ультрафиолетового излучения. Яркость цинсульфидного состава, облучаемого арматурой АРУФОШ-50 с расстояния 0,5 м, около 1,5—1,8 нт. При использовании на этом же расстоянии арматуры АРУФОШ-45 яркость достигает 0,5—0,7 нт.

Применение арматур АРУФОШ обеспечивает четкое и ясное чтение показаний приборов (благодаря создаваемому контрасту), но они имеют и существенные недостатки: при длительном действии свечения фосфоресцирующей краски и рассеянного света УФО утомляются глаза, появляется так называемая флуоресценция глазных сред, при которой летчик начинает видеть предметы как бы через голубую дымку, сказывается действие на организм γ -излучений, возникают блики на остеклении фонаря, кроме того, недостаточна темновая адаптация [43]. Приведенные недостатки УФО и увеличение с ростом общего числа светильников рассеянного света в кабине, нарушающего темновую адаптацию, вызвали необходимость применения на летательных аппаратах новых систем освещения, например системы красного света.

Система красного света способствует хорошей темновой адаптации глаз. При темновой адаптации работает сумеречное зрение (палочки), которое не реагирует на красный цвет. Следовательно, применение красного света не снижает чувствительность сумеречного зрения, т. е. не нарушает его темновую адаптацию. Красный цвет хорошо воспринимается дневным аппаратом зрения (колбочками), обеспечивая хорошее наблюдение за показаниями приборов. Недостаток этой системы состоит в том, что красные сигнальные лампы и красные линии на топографических картах становятся менее заметными. Что касается способов реализации системы красного света, то на первом этапе ее внедрения использовались существующие арматуры, но с красными лампами или светофильтрами, как, например, в арматурах ЛК-56 и КЛ-37. Арматура ЛК-56 представляет собой видоизмененную лампу КЛСРК-45, но с несъемным красным светофильтром. При повороте кожуха арматуры относительно корпуса

открываются прорезы для потока белого света. Арматура КЛ-57 явилась также последующей модификацией КЛСРК, но только с использованием двух ламп СМ-30, причем одна из них имеет колбу, окрашенную в красный цвет. Кнопка-переключатель используется в ней для отключения красной лампы при одновременном включении белой.

Однако не только применение системы красного света, но и использование новых методов освещения белым светом с применением индивидуального подсвета приборов

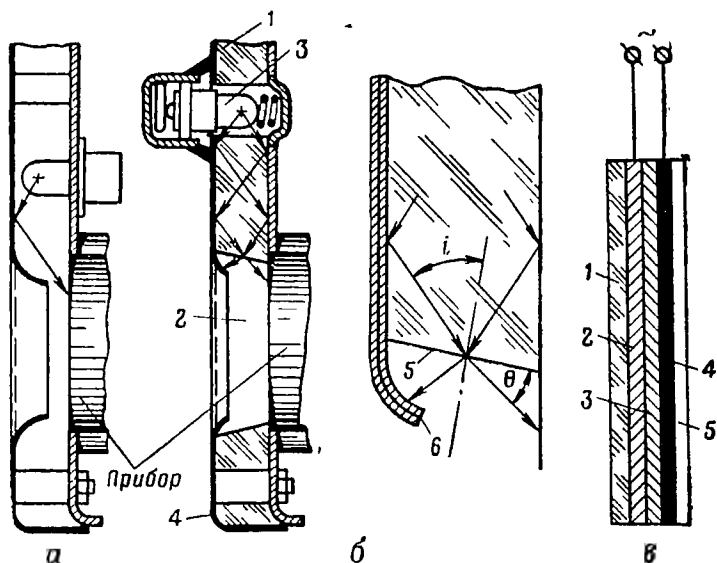


Рис. 12.5. Арматуры освещения приборов и панелей:

а — методом отраженного света; б — методом светопровода (1 — лист из органического стекла; 2 — вырезы под приборы; 3 — источник света; 4 — металлический лист; 5 — угол среза; 6 — козырек); в — электролюминесцентная панель (1 — пластина; 2, 4 — пленки; 3 — слой люминофора; 5 — слой лака)

и встроенного освещения, а также использование электролюминесцентных источников света позволят улучшить качество местного освещения.

Для местного освещения приборных досок и щитков находят все большее применение методы отраженного света и светопровода. Принцип освещения приборов отраженным светом от непрозрачного щитка (фальш-панели) нетрудно уяснить из рис. 12.5, а. Этот метод был усовершенствован применением метода светопровода (рис. 12.5, б). Лист 1 из прозрачного органического стекла с гравировкой на внутренней стороне и вырезами под приборы 2 и обычные (или с красными светофильтрами) источники света 3 монтируется на приборной доске. Над прозрачным листом помещается полированный металлический лист 4,

в котором делаются вырезы над приборами и гравировкой. Источник света 3 располагают так, чтобы его нить находилась на равных расстояниях от поверхности листа органического стекла.

Луч света, идущий от источника, преломляется в органическом стекле и доходит до поверхности металлического листа 4, расположенного над ним, где происходит полное внутреннее отражение и, кроме того, диффузное отражение в самой панели. Различные надписи и отметки хорошо видны в отраженном свете. Степень освещенности приборов будет зависеть от обработки металлического листа и правильного угла среза 5 органического стекла в месте выхода из него светового потока. Угол среза должен быть выбран таким образом, чтобы преломленные лучи отклонялись в сторону шкалы прибора, освещая ее. Небольшая часть лучей, идущих от среза в сторону летчика, должна быть устранена, например, с помощью козырька 6 листа 4.

Метод электролюминесценции с использованием электролюминесцентных источников света практически еще не нашел широкого применения, но не подлежит сомнению, что он будет использоваться как для местного освещения щитков, так и для индивидуального подсвета приборов (см. ниже). Конструктивно электролюминесцентная панель (рис. 12.5, в) представляет собой конденсатор с расположенным внутри него люминесцентным слоем из сульфида цинка, который может светиться в зависимости от состава люминофора от синего до красного цвета. На тонкой стеклянной пластине 1 обжигом создается тонкая прозрачная пленка 2 (около 5 мк) с хорошей электропроводностью (или накладывается прозрачный электрод из окиси олова), служащая первым электродом. На этот электрод наносится слой 3 люминофора в виде надписи щитка или шкалы с оцифровкой из сернистого цинка, взвешенного в лаке. На люминофор напыляется тонкая пленка 4 алюминия и покрывается слоем лака 5. Пленка 4 с токоотводом является вторым электродом конденсатора. К электродам прикладывается переменное высокое напряжение, вызывающее при обоих полупериодах кратковременные вспышки, воспринимаемые уже при частоте источника питания $f > 10$ гц как непрерывное свечение.

Индивидуальный подсвет приборов и встроенное освещение являются дальнейшим развитием местного освещения, устраняющим некоторые недостатки освещения всей приборной доски.

Индивидуальное освещение осуществляется щелевыми (а) или столбиковыми (б) светильниками (рис. 12.6). При использовании системы красного света щель светильников закрывается красным светофильтром.

Встроенные в прибор системы освещения

(рис. 12.7) устраняют экранировку шкал корпусом индивидуального светильника. Для осуществления встроенного освещения практически могут быть применены следующие методы: заливающего света (а); заливающего света с использованием светопровода в виде призматических клиньев (б),

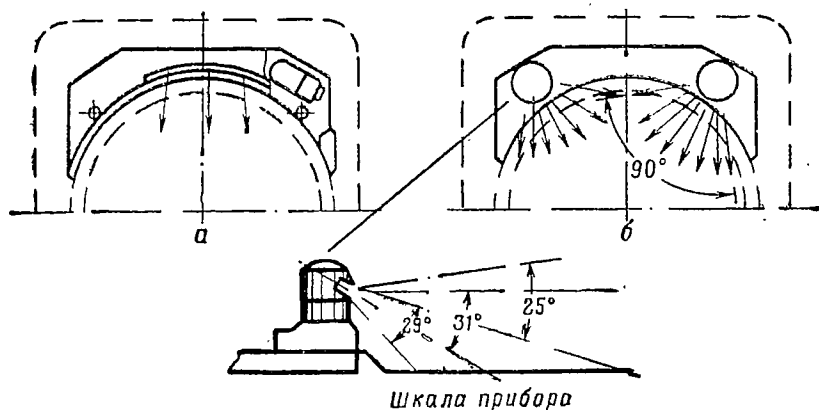


Рис. 12.6. Арматуры индивидуального освещения приборов:
а — целевой светильник; б — столбиковый светильник серии «С»

или с кольцевым 1 и плоским в виде шкалы 2 светопроводами (в); освещения шкал «на просвет» (г); электролюминесценции (д). Большинство из перечисленных методов еще

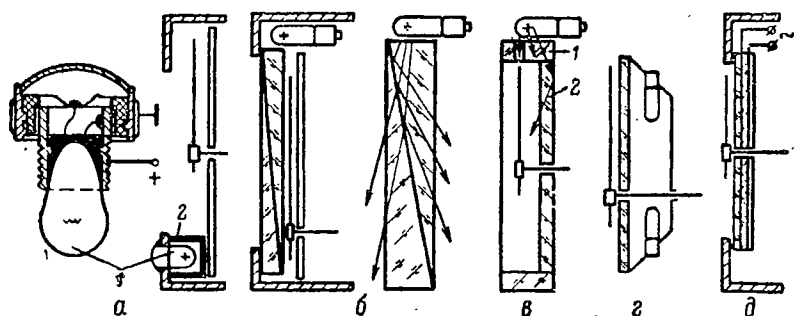


Рис. 12.7. Встроенные в прибор системы освещения:

а — метод заливающего света (1 — источник света; 2 — красный светофильтр);
б, в — метод заливающего света со светопроводами (1 — кольцевой светопровод; 2 — плоский светопровод); г — метод освещения «на просвет»; д — метод электролюминесценции

не нашло широкого практического применения для встроенного освещения, так как их внедрение влечет за собой реконструкцию имеющихся и вновь создающихся приборов. Только небольшая часть приборов будет иметь в ближайшее время встроенное освещение, причем в основном с использованием метода заливающего света. Для этой цели часть ко-

жуха прибора (рис. 12.7, а) изготавливается несколько выдвинутой вперед для установки миниатюрного источника света 1, на который надевается красный светофильтр 2 при системе красного света. Место расположения лампы подбирается таким образом, чтобы шкала имела хорошую равномерность освещения и не было попадания прямых лучей в глаза летчика. Для возможности замены лампы с передней стороны прибора без снятия защитного стекла и нарушения герметизации прибора необходим источник света со специальным патроном.

Переходным этапом от освещения всей приборной доски к встроенному освещению приборов явится использование индивидуального подсвета приборов столбиковыми светильниками. Будущее же в развитии местного освещения будет принадлежать, по всей вероятности, электролюминесценции.

§ 12.3. ВНУТРЕННЯЯ СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

Внутренняя световая сигнализация обозначает положение агрегатов летательного аппарата или состояния его систем, а также служит как дублирующее средство связи. Зеленым цветом сигнализируется нормальное положение (состояние), а красным нормальной яркости — рабочее положение (или второе нормальное состояние) тех же агрегатов (систем), если они могут при нормальной работе находиться в двух крайних положениях (двух состояниях), белым — нейтральное положение. Для сигнализации аварийного режима применяется красный (оранжевый) цвет с повышенной яркостью (до 15 000 нт). Приведенная световая сигнализация является не единственной.

Широкое использование световых табло, работа аварийных сигналов в мигающем режиме (с $f=1 \div 1,5$ гц), установка на центральной части доски «главной сигнальной лампы» (красного цвета, с частотой мигания $f=2,6$ гц), дублирующей аварийные сигналы, работающие в постоянном режиме, привело к установке на летательных аппаратах новой трехцветной внутрикабинной сигнализации. В этой системе красный цвет применяется для аварийных сигналов, желтый — для предупреждающих (о некоторых нарушениях в системах, не приводящих к аварии), зеленый — для уведомляющих (о нормальной работе). Яркость красных сигналов несколько выше зеленых и желтых (равных по яркости) и в среднем равна для арматур: днем — $5000 \div 1500$ нт, ночью — $90 \div 8$ нт. Яркость световых табло днем несколько ниже, чем у арматур.

Отдельные световые табло объединяют сигналы, относящиеся к определенным режимам или к отдельным группам оборудования. Надписи на табло для аварийных сигналов выполняются черными буквами на прозрачном фоне, а на табло предупреждающих и уведомляющих сигналов — прозрачными

буквами на черном фоне. Регулирование яркости светового табло для дня и ночи осуществляется встроенной в арматуру табло шторкой.

Сигнальная арматура типа СЛЦ-51 (самолетная лампа цветная) имеет светофильтры различных цветов и обеспечивает регулировку яркости. После закрытия поворотом крышки светильника диафрагмы в последней остается центральное круглое отверстие, обеспечивающее минимальную яркость для работы ночью.

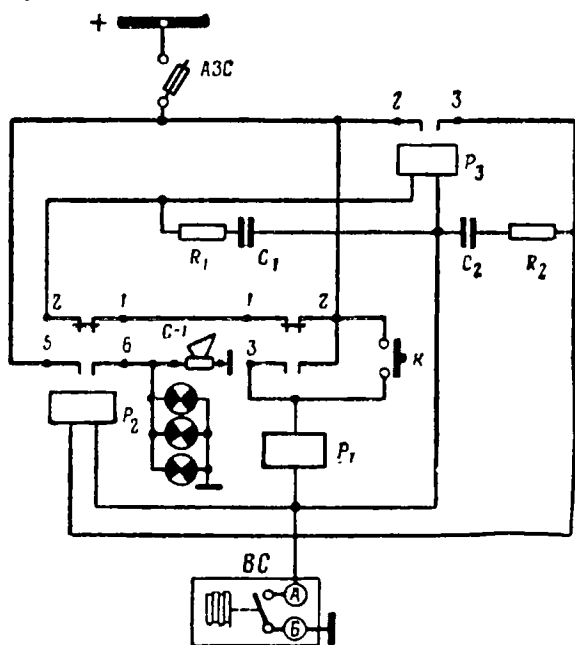


Рис. 12.8. Схема сигнализации с прерывистым (мигающим) режимом работы

Для сигнализации аварийного режима применяется арматура типа СЛГС-51 с граненым светофильтром, обеспечивающим большую яркость при одном и том же источнике света (лампа СМ-30) с арматурой СЛЦ-51. Арматура не имеет диафрагмирующего устройства.

Как уже отмечалось, для обозначения аварийных режимов на ЛА применяется сигнализация в мигающем режиме. Примером ее может служить схема световой сигнализации о начале пользования кислородом, работающая в прерывистом (мигающем) режиме (рис. 12.8). При срабатывании высотного сигнализатора (или другого устройства, сигнализирующего аварийный режим в других системах) замыкаются контакты А — Б и образуется цепь: «плюсовая» шина, АЗС,

контакты 2—1 реле P_1 , контакты 1—2 реле P_2 , обмотка реле P_3 , контакты А—Б высотного сигнализатора, корпус ЛА — «минус». Реле P_3 срабатывает и через свои замкнувшиеся контакты 2—3 подает питание на обмотку реле P_2 . Реле P_2 срабатывает, включая через контакты 5—6 цепь питания сигнальных ламп и сирены С-1. Схема выдает световой и звуковой сигнал о необходимости перехода на кислородное питание. При срабатывании реле P_2 (контактами 2—1) разрывается цепь обмотки реле P_3 , но оно отключается с выдержкой времени, создаваемой путем использования в схеме конденсатора C_1 и сопротивления R_1 . Аналогично, с выдержкой времени (обеспечивается цепочкой $C_2—R_2$) отключится реле P_2 после отпускания реле P_3 (размыкания его контактов 2—3).

Схема возвращается в исходное положение после определенной выдержки времени, а затем срабатывает вновь. Таким образом создается прерывистость сигнала с необходимой частотой. Прекращение сигнала осуществляется путем нажатия кнопки К. При этом сработает реле P_1 и контактами 2—1 разорвет цепь подачи сигнала, а через контакты 2—3 встанет на самоблокировку.

Подобная схема может быть использована для сигнализации аварийных режимов как отдельными лампами для каждой системы, так и одной «главной сигнальной лампой» при аварийном режиме в любой системе. Для сигнализации аварийного режима отдельных агрегатов, кроме арматур СЛС и СЛГС, может использоваться также арматура типа СЛЦН, которая подает не только световой сигнал, но и одновременно подсвечивает красным светом соответствующую надпись (через прорезь со светофильтром на боковой поверхности арматуры).

§ 12.4. НАРУЖНАЯ СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

Огни наружной световой сигнализации применяются для обеспечения в почных условиях безопасности полетов (аэронавигационные огни — АНО), т. е. предотвращения столкновения летательных аппаратов; для облегчения сбора летательных аппаратов, полета их в сомкнутых боевых порядках (строевые огни), а также полета строем в глубоко эшелонированных боевых порядках (желтый огонь в проблесковом режиме или АНО). Эта сигнализация может использоваться, кроме того, для световой связи между летательными аппаратами или землей (кодовые огни или АНО), дублирующей работу радиооборудования, а также для сигнализации выпуска шасси.

Аэронавигационные огни обозначают выступающие контуры летательного аппарата и позволяют определить (в зави-

симости от взаимного расположения наблюдаемых огней) направление его полета для предотвращения столкновения с летательными аппаратами. Цвет огней, их расположение и углы действия едины для всех летательных аппаратов. Углы действия в горизонтальной плоскости показаны на рис. 12.9, а. В вертикальной плоскости бортовые огни видны под углом 180° , а хвостовой огонь — $140-170^\circ$.

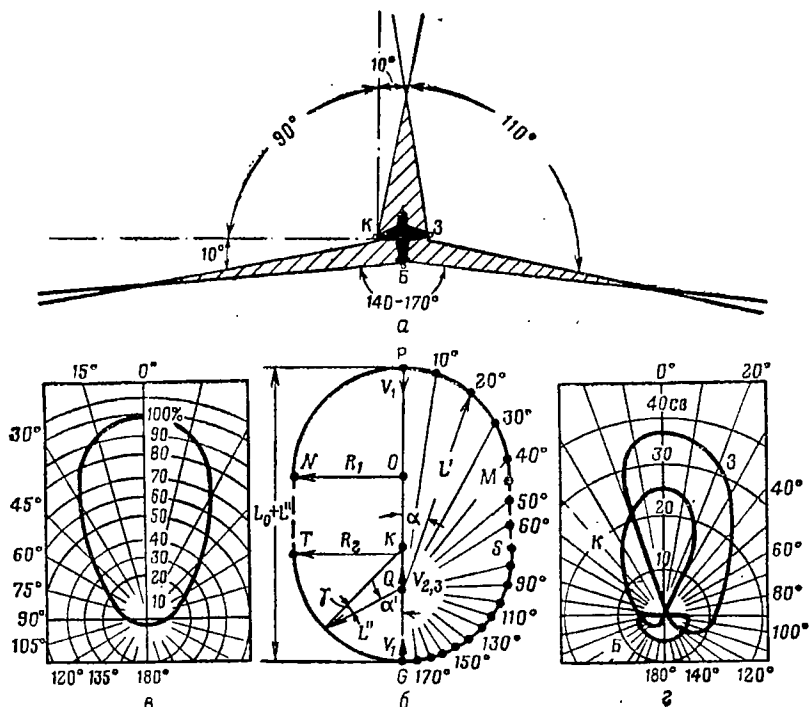


Рис. 12.9. Аэронавигационные огни:

а — зоны излучения АНО; б — кривая расстояний видности АНО; в, г — кривые распределения силы света БАНО и ХС (в — потребная и г — фактическая)

В настоящее время применяется два комплекта аэронавигационных огней (рис. 12.10): БАНО-45 с ХС-39 и БАНО-57 с ХС-57, причем второй комплект рассчитан для установки на тяжелых самолетах. В БАНО-45 для обеспечения необходимой кривой светораспределения устанавливаются специальные авиационные лампы СМ-22 (24 вт) с зеркальным отражателем (на рис. 12.10 зеркальная поверхность лампы заштрихована), причем красный и зеленый светофильтры дополнительно в нерабочей части изнутри имеют матовую поверхность или покрытую краской.

Недостатком цветных светофильтров являются большие (80—45%) потери в них светового потока лампы, причем не-

одинаковой для разного цвета стекол. В связи с этим сила света зеленого огня (рис. 12.9, з) в направлении полета (37 *цв. св.*) несколько больше красного (25 *цв. св.*).

БАНО-57 имеет более мощную лампу СМ-28-70 (70 *вт*), обеспечивающую силу света в направлении полета около 180 *цв. св.* Большой размер арматуры и ее необтекаемая форма требуют дополнительной установки прозрачного обтекателя.

Хвостовой огонь ХС-39 с лампой СМ-15 (10 *вт*) обеспечивает углы действия в горизонтальной и вертикаль-

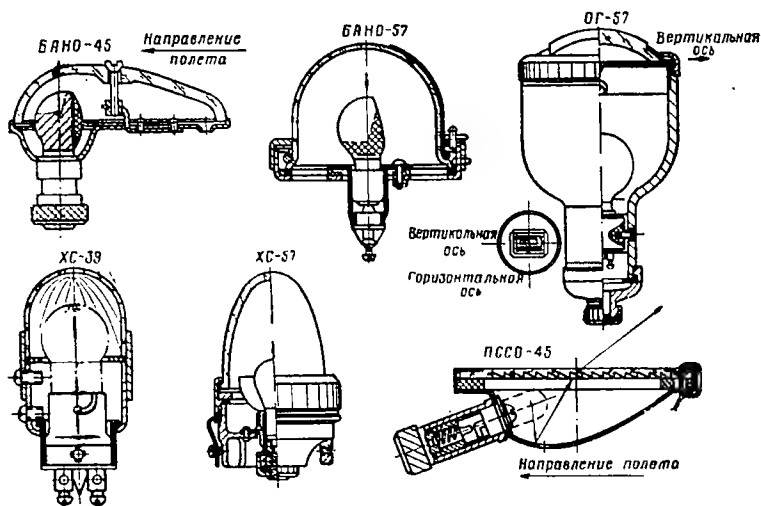


Рис. 12.10. Арматура аэронавигационных, габаритных и строевых огней

ной плоскостях 160° . Хвостовой огонь ХС-57 с лампой СМ-24 (20 *вт*) имеет значительно большую силу света по сравнению с ХС-39 (50 *св* вместо 4,5 *св*); углы действия его в горизонтальной и вертикальной плоскостях равны 140° , причем на предельных углах сила света достигает всего 10 *св*.

Для обеспечения светомаскировки или предотвращения мешающего действия АНО при полете строем на некоторых типах летательных аппаратов обеспечивается переключение яркости АНО (100%, 50 или 30%, 20 или 10%) и отключение нижних или верхних БАНО (там, где установлены парные огни) с одновременным отключением хвостового огня. При ухудшении условий видимости некоторые АНО могут быть включены на проблесковый режим работы.

Кривая распределения силы света арматуры АНО должна обеспечить своевременное наблюдение сигнала, которое, в свою очередь, будет зависеть от скорости полета встречных самолетов; угла, определяемого их взаимным перемещением;

времени t , состоящего из времени, необходимого для обнаружения сигнала t_1 , принятия решения и воздействия на систему управления t_2 и совершения разворота t_3 (последнее определяется летными характеристиками самолета).

Для определения потребной кривой распределения силы света (рис. 12.9, в) строится кривая максимальных расстояний видимости АНО (рис. 12.9, б), с которых должны быть видны АНО при встречном полете ЛА или догоне одного другим.

При встречном полете по одной прямой со скоростью $V_1 = V_2$ для предотвращения столкновения в точке O аэронавигационные огни должны наблюдаться летчиками в точках P и Q , расстояние между которыми равно

$$L_0 = PQ = (V_1 + V_2)t.$$

При полете ЛА навстречу друг другу, но не по одной прямой, огни ЛА, летящего из точки Q в точку O , должны быть видны летчику ЛА, летящего из любой точки полуокружности MPN (проведенной из точки O радиусом $R_1 = OP$) с расстояния $L' = L_0 \cos \alpha$.

При догоне одного летательного аппарата, летящего со скоростью V_3 , из точки Q , другим, летящим в том же направлении со скоростью $V_1 \gg V_3$, встреча произойдет в точке K , если догоняющий ЛА летит из любой точки полуокружности SGT радиуса $R_2 = KG = OP$. При этом потребная дальность видимости, предотвращающая догон в точке K , может быть вычислена из формулы [6]

$$L'' = \frac{V_1 t \sin(\alpha' - \gamma)}{\sin \alpha'},$$

где $\gamma = \arcsin \left[\frac{V_3}{V_1} \sin \alpha' \right]$.

Соединив на рис. 12.9, б точки M с S и N с T , получим необходимую кривую расстояний. Нанеся на ней градусную сетку с центром в точке Q , можно графически определять потребные дальности видимости L под различными углами.

Расчет кривой распределения сил света (рис. 12.9, в) производится по формуле

$$I = \frac{E_{\text{пор}} L^2}{\tau L},$$

где $E_{\text{пор}}$ — пороговая освещенность глаза летчика при данных условиях наблюдения ($0,5 \cdot 10^{-6}$ лк для красного света); τ — коэффициент пропускания атмосферы, равный 0,9, при наблюдении в светлую ночь (соответствующий метеорологической дальности видимости $S \cong 50$ км),

Потребная максимальная сила света красного (или зеленого) огня в светлую ночь с расстояния

$$L = L_0 = (V_1 + V_2) t = (1000 + 1000) 15 = 30 \text{ км},$$

т. е. при скоростях полета 1000 м/сек (3600 км/час) и минимальном потребном времени для обнаружения $t = 15$ сек, будет равна

$$I = \frac{0,5 \cdot 10^{-6} \cdot 30^2 \cdot 10^8}{0,9^{30}} = 10\,600 \text{ св.}$$

Потребная сила света при современных скоростях полета летательного аппарата практически не может быть обеспечена арматурой малых габаритов с обычным источником света. Так, БАНО-57, имеющий $I_{\text{макс}} = 180 \text{ св}$, может обеспечить необходимую дальность видимости при скоростях полета не более 900 км/час.

По-видимому, в дальнейшем роль АНО сведется к сигнализации в районе аэродрома, а их функции будут выполнять радиотехнические средства. На самолетах Министерства гражданской авиации для этой цели используются «огни предупреждения столкновения» — световые маяки, работающие в проблесковом режиме. Самолетный импульсный маяк — СМИ-2 (СИМ-1) * имеет две лампы с красными светофильтрами (предотвращающими ослепление летчика в облаках). Для получения лучшего обзора маяки обычно устанавливаются на верхней и нижней поверхностях фюзеляжа.

Действие маяка СМИ-2 (рис. 12.11) основано на заряде блока рабочих конденсаторов 1 по симметричной схеме ушестерения 2 от сети переменного тока $U = 115 \text{ в}$ с последующим периодическим разрядом на одну из импульсных ламп 3 (лампа ИФК-2000). Для разряда емкости блока конденсаторов через лампу газ ее ионизируется высоковольтным импульсом (18 кВ), поступающим на электрод поджига со вторичной обмотки 4 трансформатора поджига (Тр-1, Тр-2). Высоковольтный импульс возникает за счет разряда на первичную обмотку трансформатора емкости блока строботронов 5. Отличительная особенность маяка СМИ-2 по сравнению с ранее выпускаемыми состоит в конструкции блока строботронов (ТХИ-2с-В с холодным катодом), обеспечивающего четкую очередность работы ламп от одного блока конденсаторов.

Импульсная кварцевая лампа ИФК-2000, наполненная ксеноном, имеет энергию вспышки 150 дж и работает с частотой 50 ± 10 проблесков в 1 мин при длительности импульса около 0,6 мсек. Максимальная сила света лампы при этом (без светофильтра) равна 1 млн. св. Дальность видимости

* Разработан и создан в Московском энергетическом институте.

маяка с красным светофильтром ясной ночью равна 50 км. При ухудшении метеорологической дальности видимости в пять раз маяк виден на расстоянии 23—37 км.

На летательных аппаратах ВВС импульсные маяки могут найти применение для обеспечения сигнализации при заправке в воздухе и для других специальных целей световой сигнализации.

Строевые огни (рис. 12.10) предназначены для облегчения задачи сбора самолетов в воздухе и соблюдения строя при полете. Арматуры огней располагаются на нижней и верхней поверхностях крыла и фюзеляжа, образуя в зависимости от

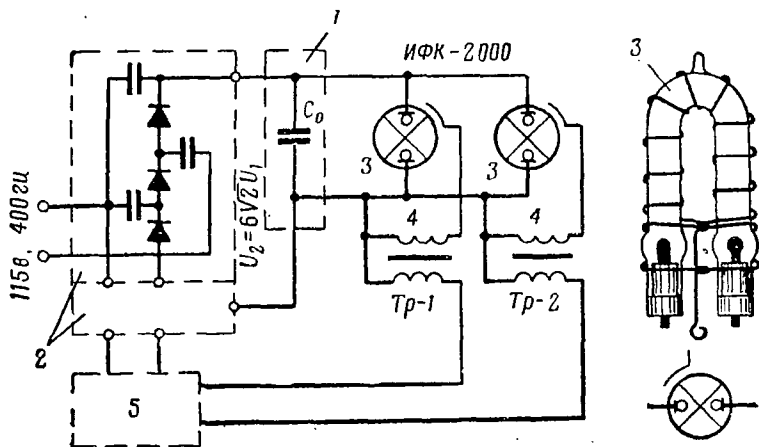


Рис. 12.11. Принципиальная схема самолётного импульсного маяка СМН-2:
1 — рабочие конденсаторы; 2 — схема ушестерения; 3 — импульсная лампа ИФК-2000;
4 — обмотки трансформатора поджига; 5 — блок строботронов

профиля крыла, обозначения Т, ↑ и т. п. Максимальная сила света этих огней должна быть направлена под углом 35—45° в сторону, противоположную полету, и обеспечивать видимость в пределах 3 км. Строевые огни ПССО-45 с лампой СМ-30 и ОПС-5 с более мощной лампой СМ-28-23 снабжены синими светофильтрами, отличающими их от других огней.

Габаритный огонь ОГ-57 (рис. 12.10) с лампой СМ-28-80 (80 вт) предназначен для светового обозначения на земле крайних точек крыла летательного аппарата. Огонь имеет стеклянную линзу, которая обеспечивает силу света 2000 св в продольной плоскости, лежащей в плоскости симметрии прибора, под углом $5 \pm 2^\circ$ ниже горизонта. Угол рассеяния огня в горизонтальной плоскости не более $\pm 2,5^\circ$, а в вертикальной — $\pm 30^\circ$.

Огонь сигнализации выпуска шасси указывает руководителю полетов о выпуске шасси самолета, идущего на посадку.

ку. Угол действия огня — 180° в нижней сфере, благодаря чему он виден со всех сторон. Для огня используется арматура ХС-39, включение лампы которой осуществляется совместно с системой сигнализации выпущенного положения шасси.

На некоторых летательных аппаратах дополнительно устанавливаются кодовые огни (КОС-45 и ВБСОС-45), сигнальные фары (ФБВ-45), ручные самолетные прожекторы (РСП-45), огни для сигнализации при заправке самолета в воздухе, контурные огни вертолетов и т. п.

§ 12.5. ПОСАДОЧНОЕ И РУЛЕЖНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ

Несмотря на радиотехнические и светотехнические средства аэродрома, обеспечивающие привод и посадку ЛА в тяжелых метеорологических условиях днем и ночью, на ЛА дополнительно устанавливается посадочное освещение, которое помогает летчику произвести оценку его положения по отношению к взлетно-посадочной полосе (ВПП) и осуществить визуальное определение высоты полета, начиная с момента выравнивания.

Зрительное определение высоты связано с различимостью формы деталей земного покрова, оценкой их абсолютных размеров и сопоставления друг с другом. Различимость деталей покрова, в свою очередь, зависит не только от уровня их освещенности светом фары (увеличивающейся по мере снижения), но и от особенностей восприятия глазом быстро перемещающихся элементов земного покрова в поле зрения летчика. Кажущаяся летчику скорость перемещения увеличивается с уменьшением высоты полета или увеличением скорости посадки и угла между направлением линии зрения летчика и продольной осью летательного аппарата. Так, при посадке в момент выравнивания самолета ($H=20 \div 6$ м) различимость деталей покрова ухудшается из-за увеличения кажущейся скорости перемещения, достигающей в этот момент максимума. В связи с этим необходимо увеличить яркость светового пятна, которая в момент выравнивания (когда одновременно меняется высота и угол атаки) должна быть около $2 \cdot 10^{-2}$ нт при неравномерности освещения не хуже 5:1.

Угол установки посадочной фары в горизонтальной плоскости, а следовательно, и угол между линией зрения летчика и линией полета зависит от двух взаимосвязанных факторов.

Отраженный свет фары от взвешенных в воздухе частиц создает световую завесу, мешающую летчику. Поэтому желательно свет лампы фары направить (рис. 12.12) под некоторым углом $\alpha_{ф.г}$ к оси полета, чтобы луч зрения летчика проходил через меньшую толщину светового пучка (заштрихован-

ного на рисунке). Однако увеличение угла $\alpha_{ф.г}$ приводит к увеличению угла зрения летчика, ухудшающего различимость предметов из-за возрастания кажущейся скорости перемещения. Оптимальная величина угла установки фары в горизонтальной плоскости равна $\alpha_{ф.г}=16\div22^\circ$ для истребителя и $\alpha_{ф.г}=3\div5^\circ$ для бомбардировщика.

При наблюдении быстро перемещающихся предметов летчик старается смотреть дальше вперед, где они яснее разли-

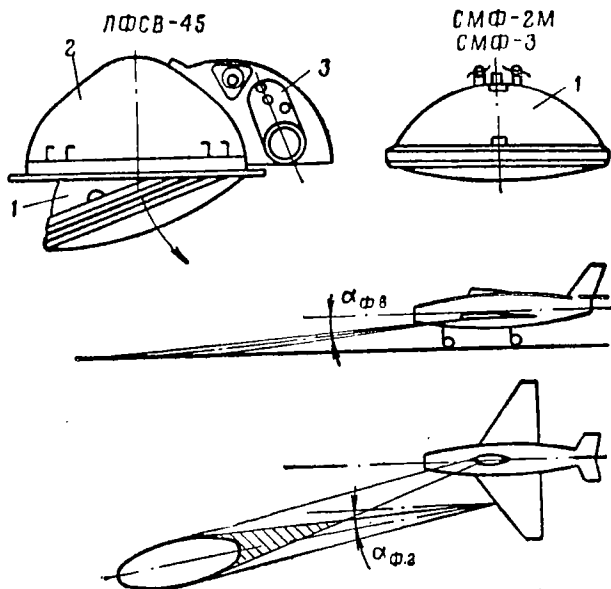


Рис. 12.12. Лампа-фара ЛФСВ и ее углы установки на летательном аппарате:

1 — лампа; 2 — колпак; 3 — электромеханизм

чаются из-за уменьшения скорости перемещения. Но направлять световой пучок фары под небольшим углом к горизонту нецелесообразно, так как это приводит к уменьшению яркости светового пятна и увеличивает неравномерность освещения. Угол установки фары в вертикальной плоскости, т. е. угол между продольной осью летательного аппарата в горизонтальном положении и оптической осью для истребителя равен $\alpha_{ф.в}=2\div4^\circ$, для бомбардировщика $\alpha_{ф.в}=3\div5^\circ$. Ширина светового пятна фары в момент выравнивания летательного аппарата должна быть не менее ширины размаха крыла, а освещенность в удаленной точке (впереди на 150—200 м) — не менее 0,2 лк. При посадке летательный аппарат меняет свое положение в вертикальной плоскости, что ухудшает условие освещенности при постоянном угле установки фары $\alpha_{ф.в}$.

В дальнейшем, вероятно, будет использована следящая система, связанная с центральной гировертикалью (ЦГВ), обеспечивающая постоянство оптимальной величины угла направления луча фары.

Место установки фары должно способствовать удобству замены ламп и регулировке установочных углов, а элементы конструкции летательного аппарата не должны экранировать световой пучок. На всех современных скоростных летательных аппаратах устанавливаются выдвижные фары, не ухудшающие аэродинамики при полете, например (рис. 12.12) типа ЛФСВ-45 (лампа-фара самолетная выдвижная) и ФРС-200 (самолетная выдвижная посадочно-рулежная фара). Выдвижные фары состоят из ламп 1, колбы которых являются одновременно и зеркальным отражателем (получившим название ламп-фар) типа СМФ-2М и СМФ-3, расположенным в алюминиевом колпаке 2, и электромеханизмов 3 типа МПФ-2 и МПФ-6. Лампы-фары СМФ-2М (для ЛФСВ-45) и СМФ-3 (для ФРС-200) имеют номинальную мощность 600 *вт* и максимальную силу света 400 000 *св*. Угол рассеяния их в горизонтальной плоскости 12°, в вертикальной — 8°, срок службы 5 *час*.

Необходимость освещения ВПП и рулежных дорожек при посадке и рулении потребовала установки специальных рулежных фар, так как использование посадочных фар из-за малого срока службы и несоответствия их установочных углов требованию освещения на земле нецелесообразно. В качестве рулежной фары используют фару ФР-100 с лампой СМ-21М (мощностью 70 *вт*). Диаметр отражателя фары равен 100 *мм*, осевая сила света 5000 *св*. Устанавливается она, как правило, на стойке шасси и имеет установочные углы в вертикальной плоскости 14°, а в горизонтальной — 5° (левее продольной оси самолета).

В посадочно-рулежной фаре ФРС-200 вторая нить лампы фары СМФ-3 мощностью 180 *вт* и силой света 25 000 *св* обеспечивает освещение при рулении. При установке фары ФРС-200 необходимо учесть, что она будет правильно и равномерно освещать ВПП только в том случае, если при выдвинутом положении посадочная и рулежная нити расположены горизонтально, причем рулежная нить над посадочной.

§ 12.6. ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ СВЕТОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

Во время эксплуатации светового оборудования необходимо регулярно протирать светофильтры, защитные стеклянные колпаки, отражатели и линзы сухой чистой ветошью (или ватой). При установке светофильтров, например БАНО, во избежание попадания влаги внутрь арматуры рекомен-

дуются устанавливать уплотняющие прокладки и промазывать торец стекла герметизирующей замазкой.

Следует иметь в виду, что светофильтры бортовых огней рассчитаны на определенный температурный режим с учетом охлаждения встречным потоком воздуха. Поэтому при проверках огней на земле нельзя включать их на длительное время.

При эксплуатации световых приборов, имеющих в основном лампы накаливания, крайне желательно иметь постоянство напряжения бортсети, так как лампы чувствительны к его изменению. Например, при повышении напряжения на 1% срок службы лампы снижается на 13%, а небольшое уменьшение напряжения приводит к значительному снижению светового потока.

§ 12.7. ЭЛЕКТРООБОГРЕВАТЕЛЬНЫЕ И ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Для устранения воздействия низких температур на работу оборудования и летный экипаж летательного аппарата при полетах на больших высотах или в зимних условиях (но на скоростях, при которых аэродинамический нагрев еще не играет существенной роли) применяют электрообогревательные и противообледенительные устройства.

Электрообогревательные устройства

На современных летательных аппаратах электрообогревательные устройства находят самое широкое распространение. С их помощью обогреваются различного рода специальные отсеки, бомболюки, приборы, агрегаты и т. д.

Для обогрева негерметичных спецотсеков или бомболюков применяется электрообогреватель, имеющий блок нагревательных элементов реостатного типа теплопроизводительностью около 3000 ккал/час и электровентилятор. С подъемом на высоту из-за снижения давления расход воздуха через нагревательные элементы блока обогрева уменьшается. Это приводит к повышению температуры элементов и температуры выходящего из электрообогревателя воздуха. Для предотвращения в данном случае перегрева нагревательных элементов блока, а также при возникновении неисправности электродвигателя вентилятора на электрообогреватель устанавливается термовыключатель. Кроме того, электрообогреватель имеет высотный переключатель, обеспечивающий необходимое изменение теплового режима работы нагревательных элементов при изменении давления путем отключения одного (или поочередно нескольких) элемента блока на определенной высоте полета.

Для поддержания температуры в кабине используется горячий воздух, поступающий из компрессора авиационного двигателя. Агрегаты электрооборудования используются в системе обогрева кабины только для управления подачей горячего воздуха и регулирования температуры.

Для обогрева приборов, механизмов, аккумуляторов, баллонов и редукторов нейтрального газа, приемников полного и статического давления и т. п., работа которых ухудшается (или совсем нарушается) при значительном понижении окружающей температуры, применяются индивидуальные обогреватели. Обогрев небольших агрегатов (часы, ПВД и т. п.) осуществляется нагревательными элементами, встроенными в прибор. Для обогрева крупных приборов и агрегатов, баллонов и т. п. используются электрообогревательные чехлы, подкладка которых выполняется из специальной электропроводящей ткани (электрополотна), или же в обычную утеплительную подкладку вшивается нагревательный элемент из тонкой медной проволоки диаметром 0,1 мм, перевитой хлопчатобумажной пряжей или изолированной специальной бумагой (провод типа «мишура»).

Во избежание перегрева некоторые обогревательные элементы (аккумуляторов, баллонов и редукторов нейтрального газа) снабжены термовыключателями. Подавляющее же большинство индивидуальных нагревательных элементов не имеет термовыключателей, а поэтому при проверках на земле, когда нет обдува встречным потоком воздуха, включать электрообогрев можно только на непродолжительное время.

Противообледенительные устройства

Вода даже при температуре до -20°C может находиться в капельножидком состоянии, образуя в нижней части тропосферы туман и облака. Из такого переохлажденного состояния, весьма неустойчивого, вода легко переходит в устойчивое кристаллическое состояние — лед. Так, при встрече с летательным аппаратом это неустойчивое состояние нарушается и на отдельных частях летательного аппарата оседает лед. Обледенению обычно подвергаются кромки крыла, стабилизатора и киля, а также остекление кабин, антенны, приемники полного воздушного давления, т. е. такие элементы ЛА, которые первыми «встречают» поток воздуха.

Чаще всего обледенение наступает при температуре $0 \div -5^{\circ}\text{C}$. С повышением влажности воздуха возможность обледенения увеличивается. При относительной влажности воздуха ниже 75% вероятность обледенения незначительна. Аэродинамический нагрев при скоростях полета более 800 км/час практически исключает возможность обледенения, так как температура передней кромки крыла и хвостового

оперения становится выше 0°C , несмотря на отрицательную температуру окружающего воздуха.

Обледенение элементов ЛА ухудшает его аэродинамические качества (наросты льда искажают аэродинамический профиль крыла и оперения, в результате лобовое сопротивление увеличивается, подъемная сила уменьшается, ухудшается устойчивость ЛА).

Для предупреждения обледенения на ЛА применяются специальные противообледенительные устройства (противообледенители), использующие в основном электрическую энергию. Этому благоприятствует увеличение в последние годы мощности источников электрической энергии, так как мощность противообледенительных устройств на некоторых ЛА достигает 100 кВт и более.

Электрические противообледенительные устройства используют обычно импульсный режим питания нагревательных элементов, который дает возможность снизить потребляемую энергию при электрообогреве. Сущность импульсного обогрева состоит в том, что вся обогреваемая поверхность s делится на секции, состоящие из нагревательных элементов. Каждая из секций за время полного цикла (принятого равным $t_{\text{ц}}=120 \text{ сек}$ для обогрева оперения и $t_{\text{ц}}=48 \text{ сек}$ для винтов) поочередно одна за другой включается на нагрев продолжительностью $t_{\text{н}} = \frac{t_{\text{ц}}}{m}$ (где m — количество секций) с последующим охлаждением в течение времени

$$t_{\text{охл}} = t_{\text{н}}(m - 1).$$

Удельная мощность, т. е. мощность, приходящаяся на единицу обогреваемой поверхности, будет соответственно равна (рис. 12.13, а):

при импульсном обогреве секции площадью $s_1 = \frac{s}{m}$

$$P_{\text{удл}} = \frac{P}{s_1} = \frac{P}{s} m,$$

при постоянном (неимпульсном) обогреве всей поверхности s

$$P_{\text{упп}} = \frac{P}{s}.$$

Таким образом, для обеспечения одинаковой удельной мощности, определяющей при заданных условиях температуру нагрева защищаемой поверхности, в импульсном режиме питания ($P_{\text{срл}}$) потребуется мощность противообледенителя в m раз меньше, чем при постоянном обогреве $P_{\text{п}}$. Практически выигрыш в мощности получается меньше, чем в m раз, так как сказывается влияние других параметров противо-

обледенительного устройства, рассмотренных ниже (рис. 12.13, в).

Повышению эффективности работы противообледенителя в импульсном режиме питания способствует также постепенное возрастание максимальной температуры поверхности секции (улучшая этим условия оттаивания льда) с каждым последующим включением вследствие того, что за время отключения секция не успевает полностью остыть. На рис. 12.13, б приведены кривые нагрева¹ и охлаждения секции противо-

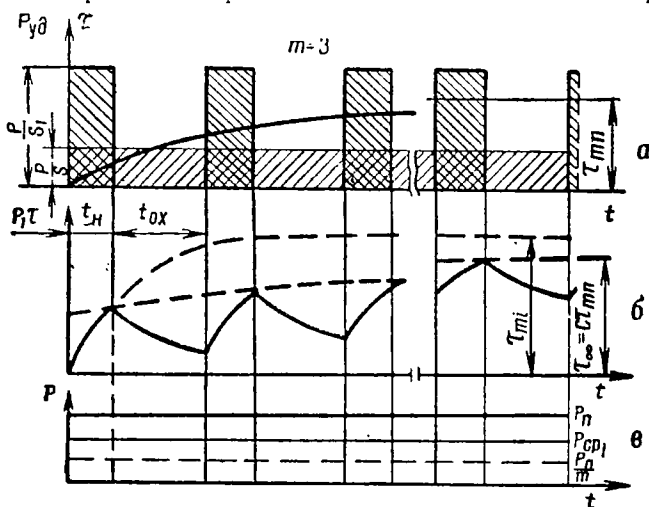


Рис. 12.13. Графики зависимости мощности и превышения температуры секции при импульсном и непрерывном обогреве

обледенительного устройства с импульсным режимом питания (при $m=3$), построенные на основе закона изменения превышения температуры секции над температурой окружающей среды по времени (с учетом теплоотдачи тела лучением и свободной конвекции):

$$\text{для нагрева} \quad \tau = \tau_{mi} \left(1 - e^{-\frac{t_n}{T}} \right) + \tau_a e^{-\frac{t_n}{T}},$$

$$\text{для охлаждения} \quad \tau = \tau_{mi} e^{-\frac{t_{охл}}{T}},$$

где

τ_a — начальное превышение температуры обогреваемого тела над окружающей средой;

$\tau_{mi} = \frac{P}{Os_1}$ — установившееся превышение температуры (P — мощность, $вт$; O —

¹ При начальном превышении температуры $\tau_a=0$.

суммарный коэффициент теплоотдачи, $\text{вт/см}^2 \text{ } ^\circ\text{C}$; $s_1 = \frac{s}{m}$ — поверхность секции, см^2);

$T = T_n = T_{\text{охл}} = \frac{qG}{Os_1}$ — постоянные времени нагрева и охлаждения секции¹, *сек* (q — удельная теплоемкость, $\text{вт} \cdot \text{сек/г} \text{ } ^\circ\text{C}$; G — вес тела, г).

Повысить температуру секции можно путем увеличения времени включения ее на нагрев t_n , но это приведет к уменьшению числа секций m , что нецелесообразно, так как в этом случае снижается экономичность противообледенителя. В связи с этим возникает необходимость выбора оптимальных параметров противообледенителя, обеспечивающих быстрое увеличение превышения температуры поверхности секции до максимально возможной величины (близкой к τ_{mi}) при минимально возможном времени включения секции на нагрев t_n , т. е. максимальном числе секций m , от которого зависит экономичность системы.

Исследования процесса изменения максимального превышения температуры поверхности секции, проведенные П. Д. Давидовым [33], показывают, что по мере увеличения числа циклов n скорость нарастания превышения температуры уменьшается и при $n \rightarrow \infty$ достигает величины

$$\tau_\infty = \tau_{mi} \frac{1 - e^{-\frac{t_n}{T}}}{1 - e^{-\frac{mt_n}{T}}}. \quad (12.1)$$

Если бы при импульсном обогреве вся мощность P подводилась к секции непрерывно ($t_n \rightarrow \infty$), то установившееся превышение температуры одной секции было бы равно

$$\tau_{mi} = \frac{P}{Os_1} = \frac{P}{O \frac{s}{m}} = \frac{P}{Os} m = \tau_{mn} m,$$

где τ_{mn} — установившееся превышение температуры всей обогреваемой поверхности s при постоянном (неимпульсном) обогреве.

Подставив значение τ_{mi} в уравнение (12.1), получим

$$\tau_\infty = m \tau_{mn} \frac{1 - e^{-\frac{t_n}{T}}}{1 - e^{-\frac{mt_n}{T}}}. \quad (12.2)$$

¹ Допущение $T_n = T_{\text{охл}}$ справедливо без учета внешних условий (см. ниже).

Отношение превышения температуры поверхности секции при импульсном обогреве τ_{∞} к превышению температуры τ_{mi} , которое наблюдалось бы при постоянном (неимпульсном) обогреве защищаемой поверхности с расходом той же самой мощности P , определяет экономичность противообледенителя с импульсным режимом питания

$$\frac{\tau_{\infty}}{\tau_{mi}} = m \frac{1 - e^{-\frac{t_n}{T}}}{1 - e^{-\frac{mt_n}{T}}} = C, \quad (12.3)$$

где C — коэффициент термической перегрузки противообледенителя.

Чем больше коэффициент C , тем меньшую среднюю мощность в импульсном режиме $P_{ср} = \frac{P}{C} K$ (K — коэффициент надежности) необходимо подвести к противообледенителю по сравнению с мощностью P_n , которую потреблял бы он с непрерывным (неимпульсным) обогревом. Величина коэффициента надежности ($K = 1,5 \div 2,0$) противообледенителя с импульсным обогревом обуславливается ограниченным временем нагрева секции.

Правильным подбором параметров противообледенительного устройства добиваются максимального значения коэффициента термической перегрузки C .

Анализ уравнения (12.3) позволяет сделать следующие выводы [33]:

- оптимальные параметры режима питания противообледенителей с импульсным обогревом определяются не только числом секций m , но и отношением времени включения секции на нагрев к постоянной времени нагрева секции $\left(\frac{t_n}{T}\right)$;

- для получения $\tau_{mi} > \tau_{mi}$ необходимо, чтобы $t_n = mt_n > T$;

- для обеспечения эффективности электротермических противообледенительных систем с импульсным обогревом и минимума потребляемой мощности выбор времени включения секции на нагревание t_n необходимо производить из условия $\frac{t_n}{T_n} \geq 2$, где T_n — постоянная времени нагрева секции при скорости полета с наиболее тяжелыми случаями обледенения ЛА;

- получение высоких энергетических показателей за счет увеличения числа секций m возможно только с нагревательными элементами, имеющими небольшую величину постоянной времени нагрева T .

Секции современных противообледенительных устройств имеют относительно большую постоянную времени, соизмеримую со временем их включения на нагрев при импульсном

режиме питания. Использование нагревательных элементов с малой величиной постоянной времени нагрева, например токопроводящей резины, еще больше повысит эффективность импульсного метода по сравнению с системами, работающими в режиме непрерывного нагрева.

На эффективность работы противообледенительных устройств в импульсном режиме влияют также следующие внешние факторы.

При работе противообледенительного устройства в импульсном режиме к концу времени охлаждения секции $t_{охл}$ на ее поверхности образуется лед незначительной толщины. Этот слой льда как плохой проводник тепла снижает коэффициент теплоотдачи O защищаемой поверхности, что приводит к повышению постоянной времени нагрева $T_{II} = \frac{qG}{Os_1}$ и установившегося значения превышения температуры секции $\tau_{mi} = \frac{P}{Os_1}$. Из кривых на-

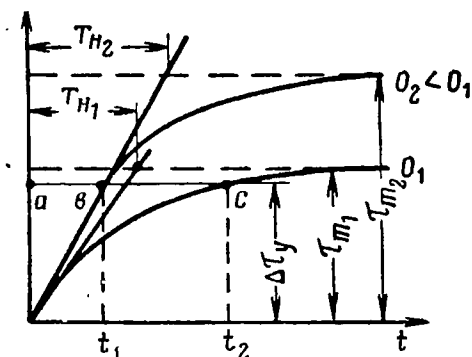


Рис. 12.14. Кривые нагрева секции при различных значениях коэффициента теплоотдачи O

грева секции при различных значениях коэффициента теплоотдачи (рис. 12.14) видно, что скорость протекания процесса нагрева при снижении коэффициента теплоотдачи будет возрастать ($ab < ac$). Это приводит к тому, что с ростом интенсивности льдообразования (снижение коэффициента теплоотдачи O) будет возрастать максимальное превышение температуры поверхности секции, способствующее увеличению эффективности системы в тяжелых условиях обледенения.

Экспериментальные исследования показали, что для исключения льдообразования на оперении ЛА необходимо обогревать только переднюю кромку, т. е. там, где возникают первичные очаги обледенения. При непрерывном (не импульсном) обогреве переохлажденные капли воды, встречаясь с постоянно нагретой поверхностью, осаждаются, увеличивая несколько поверхность льдообразования. Учитывая это явление, необходимо переднюю кромку обогревать в пределах 10—12% хорды.

Применение импульсных противообледенительных устройств позволяет почти в два раза уменьшить защищаемую поверхность (до 6% хорды) по сравнению с системами

постоянного действия за счет «сухого» удаления льда. Под этим термином понимают следующее явление. Тонкий слой льда, образующийся в конце периода охлаждения секции, препятствует нагреву переохлажденных капель воды, попадающих на защищенную поверхность ЛА, и тем самым — льдообразованию позади передней кромки крыла.

Широкое применение противообледенительных устройств с импульсным режимом питания позволяет классифицировать их именно по этому признаку: на импульсные с неизменными временными параметрами и на импульсные с переменными временными параметрами (т. е. релейные). К первым, например, можно отнести приведенные ниже противообледенительные устройства хвостового оперения и винтов с механизмами коммутации противообледенителей типа МЗК-3А и ПМК-4, а ко вторым — устройства обогрева стекол с автоматами АОС-81 и АОС-1.

Элементы обогрева обычно выполняются из металлических проволок или шин, с высоким удельным сопротивлением. Так, например, используется константан, манганин, нихром с удельным сопротивлением около $0,5 \text{ ом мм}^2/\text{м}$, обладающие малым температурным коэффициентом сопротивления, обеспечивающим постоянство сопротивления независимо от температуры нагрева. В настоящее время находят применение и нагревательные элементы, выполненные в виде токопроводящего поверхностного сопротивления, нанесенного на электроизолирующий слой. Для этой цели используют вещества, содержащие графит или очень мелкий карборунд. Токопроводящая резина из натурального каучука с содержанием графита 55—60% имеет удельное сопротивление $8—12 \text{ ком мм}^2/\text{м}$.

Постоянная времени нагрева секции с нагревательным элементом поверхностного типа получается очень небольшой, что позволяет создать, как уже отмечалось, весьма экономичную импульсную систему обогрева с большим числом секций. На рис. 12.15 представлено конструктивное выполнение противообледенительной системы хвостового оперения современного военно-транспортного самолета. Элементы обогрева 3 представляют собой многослойную конструкцию, спрессованную на синтетическом клее и состоящую из двух тонких металлических обшивок, между которыми находится электроизоляционная прослойка из стеклоткани, электрический проволочный нагреватель и теплоизоляционный слой. Проволочный нагреватель состоит из двух латунных контактных шин с подпаянными к ним параллельно несколькими десятками константановых проволок (что обеспечивает высокую надежность системы) диаметром $0,15 \text{ мм}$. При этом шаг проволок выполняется неодинаковым. В зоне, которая находится ближе к передней кромке оперения, шаг уменьшается, чем соз-

дается повышенная плотность тока для обеспечения более интенсивного нагрева передней кромки. Данная система обогрева, работающая в импульсном режиме, разбита на две секции. В первую секцию входят наружные участки стабилизатора (II) и нижний участок киля (I). Вторая секция состоит из внутренних участков стабилизатора (I) и верхнего участка киля (II). Как видно из рис. 12.15, каждый участок

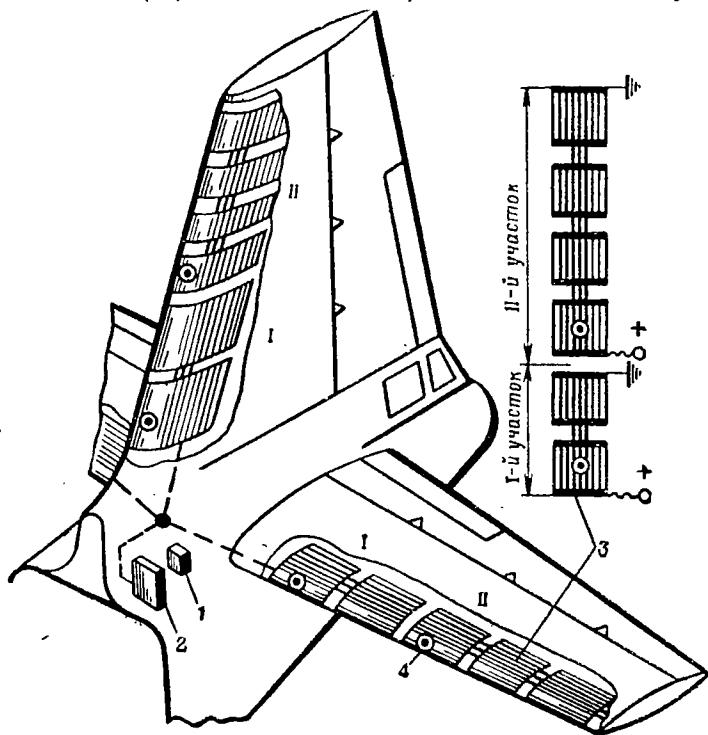


Рис. 12.15. Противообледенительная система хвостового оперения:

1 — механизм МЗК-3А; 2 — распределительная коробка; 3 — элемент обогрева; 4 — биметаллический автомат защиты

секции включает несколько элементов, последовательно соединенных между собой перемычками. Участок секции имеет на одном конце контактный болт для подключения к источнику питания, а на другом — минусовую шину для соединения с корпусом самолета. Во избежание перегрева элементов обогрева каждый участок секции имеет термовыключатель — биметаллический автомат защиты от перегрева 4. Все термовыключатели секции соединены последовательно и при срабатывании одного из них нагрев всей секции временно прекращается.

Система электротермического противообледенителя рассчитана на поочередное включение каждой из двух секций на 60 сек ($t_n = t_{охл} = 60$ сек), что обеспечивается механизмом МЗК-3А. Механизм МЗК-3А имеет электродвигатель с редуктором и профилированным кулачком с тремя выступами, поочередно включающими микровыключатели, коммутирующие через распределительную коробку 2 цепи обмоток силовых контакторов в секциях электрообогревателя. Помимо программы, использованной в данной системе (два импульса по 60 сек), механизм может обеспечить включение с подачей трех импульсов по 40 сек (при обогреве крыла) или шести импульсов по 20 сек. Потребляемая мощность каждой секции при импульсе продолжительностью 60 сек составляет около 16 кВт при средней удельной мощности обогрева $0,55$ вт/см². Обогреваемая поверхность стабилизатора в данном случае равна 3,6 м², кия — 2,3 м². Сигнализация о необходимости включения противообледенительной системы осуществляется сигнализатором обледенения мембранного типа. При обледенении входное отверстие сигнализатора закрывается льдом и мембрана, прогибаясь до начала обледенения под давлением воздушного потока, возвращается в исходное положение, замыкая контакты в цепи сигнальной лампы.

Противообледенительная система крыла ЛА практически мало отличается от рассмотренной системы обогрева оперения.

Элементы противообледенительного обогрева винтов и их обтекателей (коков) имеют некоторые конструктивные особенности, связанные со спецификой образования на них льда. Аэродинамический нагрев и центробежные силы, увеличивающиеся по мере удаления от втулки винта, затрудняют образование льда. Поэтому ледяной наrost занимает не более 60—70% длины лопасти винта, уменьшаясь по мере удаления от втулки по толщине и ширине. На расстоянии около 1/3 длины лопасти лед удерживается только на передней кромке, заходя немного вдоль ребра лопасти. Поэтому ленточные нагревательные элементы (из нержавеющей стали у винтов и из алюминиевой фольги у коков) имеют конфигурацию и размеры, соответствующие поверхности возможного обледенения, а их конструкция обеспечивает снижение тепловой мощности по мере удаления от втулки винта. Питание вращающихся обогревательных элементов осуществляется через токоподводящие кольца от сети переменного тока напряжением 208 в и частотой 400 гц. Применение переменного тока способствует снижению уровня помех в токоподводах. В нормальных условиях механизм коммутации противообледенителя типа ПМК-4 осуществляет режим $t_n = 12$ сек и $t_{охл} = 36$ сек, при интенсивном охлаждении — $t_n = t_{охл} = 24$ сек.

До сих пор мы рассматривали обледенение летательного аппарата при пролете через облака, туман, т. е. через атмосферу, содержащую переохлажденную воду. Но обледенение может произойти и при температуре окружающей среды выше 0°C в результате конденсации пара на сильно охлажденных поверхностях летательного аппарата. Стекла (особенно толстые бронестекла), обладающие большой теплоемкостью и малой теплопроводностью, наиболее сильно подвержены обледенению в этих условиях. Охлажденные на высоте до температуры $-(40 \div 45)^{\circ}\text{C}$, они при быстром снижении летательного аппарата в более теплые и влажные слои атмосферы не успевают достичь температуры окружающего воздуха. В результате этого водяные пары не только могут сконденсироваться на стекле, но и замерзнуть. Нарушение видимости в полете, и особенно при посадке, недопустимо. Поэтому возникает необходимость в применении специальных противообледенительных устройств стекол. На самолетах ВВС применяется преимущественно электротепловой способ предотвращения обледенения. Нагревательные элементы выполняются проволочными или в виде поверхностного сопротивления. В проволочном нагревательном элементе применяется очень тонкая ($0,02-0,04$ мм) константановая или нихромовая проволока с шагом $0,4-0,7$ мм. При такой толщине проволока становится невидимой уже с расстояния в 300 мм, так как угол зрения получается меньшим разрешающей способности глаза, равной $0,5'$, а прозрачность стекла при этом изменяется очень незначительно. Питание проволочного нагревательного элемента осуществляется от сети постоянного тока напряжением 28,5 в. Для исключения образования льда на стекле при любых условиях полета необходимо, чтобы на каждом квадратном сантиметре его поверхности выделялось не менее $0,15$ кал/сек или подводимая к стеклу мощность была около $0,6$ вт/см². Такая отдача мощности связана со значительной перегрузкой нагревательного элемента, так как требуемая плотность тока составляет $700-1000$ а/мм² (при норме $10-100$ а/мм²), что допустимо при обдуве стекла встречным потоком воздуха. Включать электрообогрев на земле нельзя, поэтому конструкция электрообогрева предусматривает блокировку от включения на земле, например концевым выключателем ВК (рис. 12.16).

Достаточно сложная технология изготовления стекол с проволочными нагревателями и ухудшение видимости через них при ночных полетах из-за кажущегося увеличения размеров накаливаемой проволоки за счет ореола вызвали необходимость создания новых видов нагревательных элементов, например с поверхностным сопротивлением. Поверхностное сопротивление представляет мономолекулярный слой (серебра, нихрома или полупроводникового материала) толщиной

10^{-6} см, обеспечивающий хорошую прозрачность стекла. Но в этом случае вследствие большого удельного сопротивления слоя ($100-1000$ ом/см²) для обеспечения потребного на обогрев тепла необходимо повысить напряжение питания нагревательного элемента до 190—250 в. На летательных аппаратах питание электрообогревателей стекол осуществляется от однофазных преобразователей ($U=115$ в) или генераторов переменного тока ($U=208$ в) через однофазные автотрансформаторы типа АТ (§ 9.4, рис. 9.27) со вторичным напряжением 190; 208; 230 и 250 в.

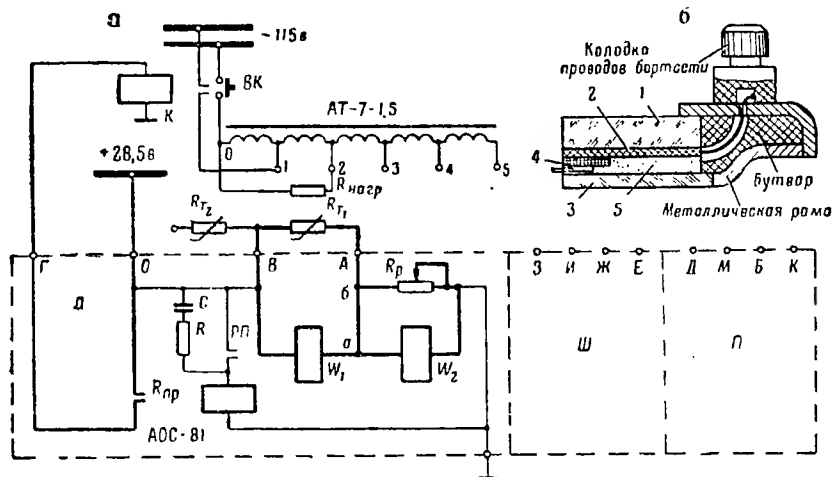


Рис. 12.16. Принципиальная электрическая схема автомата обогрева стекол типа АОС-81;

1, 3 — стекла; 2 — нагревательный элемент; 4 — термистор; 5 — слой ацетата целлюлозы

Конструкция стекол с обогревателями обоих типов примерно одинаковая (рис. 12.16, б). На внутреннем стекле (бронестекле) 1 располагается проволочный нагревательный элемент 2, помещенный в ацетат целлюлозы 5, или же на стекле 1 методом напыления нанесен тонкий слой материала поверхностного сопротивления. Сверху нагревательного элемента размещено наружное тонкое стекло 3 для предотвращения механического повреждения элемента и возникновения температурного напряжения внутреннего стекла 1 при большой разности температуры его внутренней и внешней поверхности. Включение обогревателя стекла сразу на номинальное напряжение также может вызвать температурное напряжение в стекле из-за большой скорости разогрева. Поэтому на некоторых летательных аппаратах предусматривается двухступенчатое включение обогрева стекол, способствующее уменьшению скорости разогрева, что увеличивает

ресурс электрообогреваемых стекол и повышает надежность их работы. При необходимости возможно включение второй (с более высоким напряжением) ступени, минуя первую.

При изменении скорости полета и внешних метеорологических условий теплоотдача передней кромки стекла изменяется, приводя к изменению его температуры. Снижение температуры приводит к повышению вероятности образования льда, а резкое повышение — к выходу из строя нагревательного элемента или разрушению стекла. Функции регулятора температуры в системах обогрева стекол выполняют специальные регуляторы температуры (автоматы обогрева стекол — АОС), коммутирующие цепи питания обогревательных элементов через промежуточные усилительные устройства. В качестве чувствительного элемента, реагирующего на изменение температуры наружного слоя стекла, используют термисторы (ТОС-1, Т-21П, Т-20) с отрицательным температурным коэффициентом сопротивления, включенные в мостовую схему. Термисторы 4 (рис. 12.16, б) располагаются под верхним защитным стеклом и имеют два гибких вывода, один — от металлического корпуса, а второй — от полупроводника через изоляционную прокладку.

Автомат обогрева стекол АОС-81 применяется для систем обогрева стекол с проволочными или поверхностными сопротивлениями нагревательных элементов. Во втором случае АОС-81 подключается к бортовой сети постоянного тока с напряжением 28,5 в, а элемент обогрева питается через автотрансформатор от сети переменного тока. Автомат АОС-81 (рис. 12.16, а) имеет три самостоятельных канала управления обогревом левого (Л) и правого (П) стекла летчиков и стекла штурмана (Ш). Каждый канал (Л, Ш, П) включает мостовую схему, поляризованное дифференциальное реле с искрогасящей схемой (R , C) и промежуточное реле $P_{пр}$ для разгрузки цепи контактов поляризованного реле. Плечами мостовой схемы (на рисунке изображена жирной линией) являются две обмотки W_1 и W_2 поляризованного реле РП, регулировочный реостат R_p (для настройки на заданную среднюю температуру $t_{ср}$ стекла) и термистор R_{T_1} (термистор R_{T_2} запасной). При изменении температуры стекла, например при ее уменьшении, сопротивление термистора увеличивается. Это приводит к нарушению баланса моста. По закороченной диагонали моста потечет ток (от а к б), уменьшающий ампер-витки обмотки W_2 , противодействующей замыканию контактов РП обмоткой W_1 . В результате замыкания контактов РП через промежуточное реле $P_{пр}$ и силовой контактор К включается нагревательный элемент $R_{нагр}$. При повышении температуры выше среднего значения на 2°C поляризованное реле РП отпустит контакты, отключая обогрев.

К недостаткам АОС-81 следует отнести наличие поляризованного реле, которое способно к ложному срабатыванию при больших вибрациях и ускорениях на летательном аппарате.

Автомат АОС-1 (с одним каналом управления) имеет магнитный усилитель, заменяющий поляризованное реле (рис. 12.17). Выбор рабочей точки (рис. 12.18) магнитного усилителя осуществляется с помощью обмотки подмагничивания

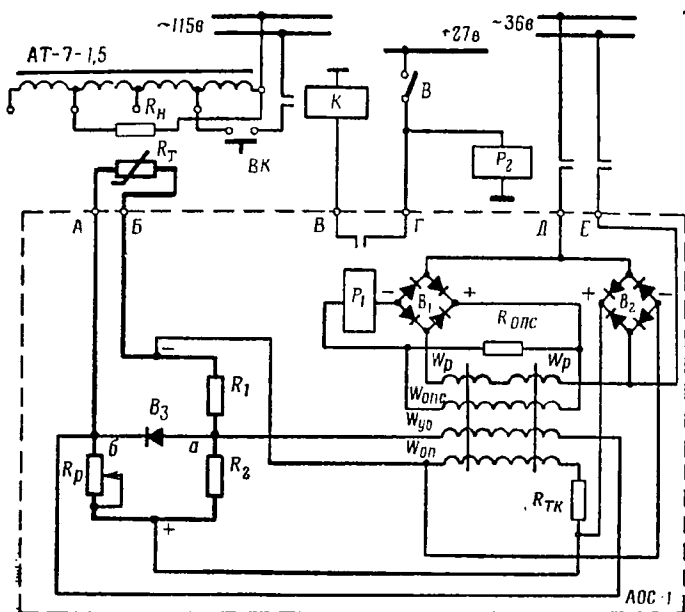


Рис. 12.17. Принципиальная электрическая схема автомата обогрева стекол типа АОС-1

$W_{оп}$, а релейный режим МУ обеспечивается обмоткой внешней положительной обратной связи $W_{опс}$, получающей питание с сопротивления $R_{опс}$, обтекаемого током нагрузки рабочих обмоток. Мостовая схема настраивается с помощью регулировочного сопротивления R_p таким образом, что при небольших температурах потенциал точки б выше потенциала точки а (так как $R_p < R_t$) и по управляющей обмотке начинает протекать ток. Ампер-витки управления при этом равны $A W_y = A W_{yo} - A W_{оп}$. При температуре стекла $t_{настр} - 2^\circ \text{C}$ и ниже реле P_1 замыкает свои контакты ($I_p > I_{ср}$), коммутируя через силовой контактор цепь нагревательного элемента R_n . Нагревательный элемент будет включен до тех пор, пока температура стекла не достигнет величины $t_{настр} + 2^\circ \text{C}$, при которой реле P_1 отключает обогрев.

Для предотвращения ложного включения нагревательного элемента при нагреве стекла прямыми лучами солнца (точка E на характеристике МУ) в диагональ моста включен вентиль B_3 , шунтирующий обмотку W_{y0} (при малом сопротивлении R_T , когда $\varphi_a > \varphi_0$). На рис. 12.18 пунктиром показана нерабочая часть характеристики МУ.

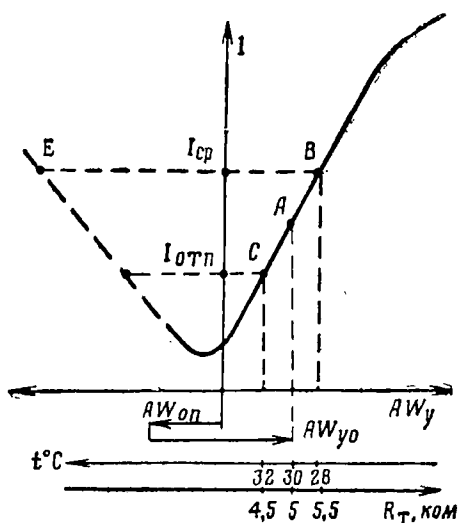


Рис. 12.18. Нагрузочная характеристика магнитного усилителя автомата обогрева стекол

Вес АОС-1 по сравнению с весом, приходящимся на один канал регулирования в автомате АОС-81, получается большим из-за наличия магнитного усилителя. Поэтому целесообразно в подобных автоматах использовать транзисторные схемы.

ГЛАВА 13

СПЕЦИАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

§ 13.1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИКИ НАДЕЖНОСТИ

Надежность является одним из главных показателей качества любого изделия. В данном случае изделие имеет весьма широкий обобщающий смысл и применительно к авиационной технике включает такие понятия, как элемент, узел, прибор, система, техническое устройство др.

Надежность есть свойство технических устройств выполнять в определенных условиях эксплуатации и в течение определенного времени все заданные функции при сохранении значений рабочих характеристик в пределах установленных допусков. В понятие «определенные условия эксплуатации» входят: температура окружающей среды, вибрация, влажность, а также ограничения, налагаемые режимом работы, характером обслуживания и т. д.

Надежность технических устройств, «заложенная» в процессе их проектирования и производства, принято называть технической надежностью. Надежность авиационной техники в эксплуатации называется эксплуатационной надежностью и является основным условием ее боевой готовности и боевой эффективности. Эксплуатационная надежность в значительной степени зависит от технической надежности.

При исследовании и расчетах надежности пользуются главным образом относительными понятиями «элемент» и «система». Элемент — составная часть (совокупность деталей или одна деталь) сложного технического устройства, которая при расчете и исследовании надежности не подлежит расчленению. Система — совокупность элементов, предназначенная для выполнения определенных заданных

функций. Так, например, самолет можно рассматривать как систему, состоящую из следующих элементов: планер, силовая установка, органы управления, вооружение, радиотехническое и авиационное оборудование. В то же время каждый из этих элементов в свою очередь состоит из множества деталей, блоков и агрегатов, которые можно также назвать элементами.

Целесообразность разбивки системы на определенное число элементов зависит от постановки задачи и ее решения.

Если исключить способы соединения элементов в системы, то остальные факторы, влияющие на надежность, являются функциями времени. В любой заданный момент времени аппаратура может находиться в исправном или неисправном состоянии.

Все встречающиеся неисправности можно разделить на дефекты и отказы.

Дефектом является любое нарушение в состоянии или работе элемента, позволяющее в течение некоторого времени эксплуатировать систему практически без нарушения заданных техническими условиями функций. К дефектам могут быть, например, отнесены перегорание лампочек, освещающих шкалу настройки, или неисправности контрольных измерительных приборов, не участвующих непосредственно в работе аппаратуры, повреждение тех или иных крепежных деталей, нарушение защитных покрытий и т. п. Дефекты не требуют принятия немедленных мер и могут быть устранены при наступлении первого перерыва в работе или очередном ремонте.

Отказом является неисправность, наличие которой влечет за собой нарушение хотя бы одного из нескольких рабочих свойств (параметров), характеризующих работу системы (элемента) по сравнению с заданными техническими условиями.

Следует отметить, что деление на дефекты и отказы является условным. Например, перегорание осветительной лампочки шкалы радиоприемника является отказом ее, а для работающего в дневное время приемника в целом — дефектом.

Отказы могут быть частичными и полными. При частичном отказе аппаратура перестает выполнять какую-либо одну (или несколько) из своих основных функций, продолжая в то же время работать и выполнять все остальные функции. При полном отказе аппаратура перестает выполнять все свои функции.

Отказы бывают внезапные и постепенные. Физический смысл внезапного отказа сводится к тому, что после некоторого, обычно сравнительно быстрого, количественного

изменения какого-либо параметра элемента схемы в нем происходит качественный скачок, в результате которого он теряет свои важнейшие свойства, необходимые для обеспечения стабильной работы аппаратуры. К таким отказам можно отнести перегорание предохранителя, пробой изоляции, короткое замыкание, обрыв провода и др. Основное свойство внезапных отказов — случайный характер их появления. Причинами внезапных отказов чаще всего являются скрытые производственные дефекты, некачественные материалы и комплектующие детали. Внезапные отказы могут вызываться также резкими изменениями внешних условий, например, ударами, сильной вибрацией, перегревом и т. п.

В отличие от внезапных отказов постепенные отказы зависят главным образом от длительности эксплуатации аппаратуры, т. е. от срока ее службы. Физический смысл постепенного отказа сводится к тому, что вследствие постепенного, сравнительно медленного, количественного изменения того или иного параметра элемента схемы этот параметр выходит за допустимые пределы, предусмотренные техническими условиями. В результате аппаратура в целом перестает нормально выполнять все или часть своих основных функций. Постепенные отказы являются закономерным и неизбежным результатом износа и старения комплектующих деталей и материалов. К постепенным отказам можно отнести понижение эмиссии электронной лампы, изменение емкости конденсаторов, величины сопротивлений и т. д.

Если внезапный отказ является, как правило, полным и явным, то постепенный отказ бывает обычно частичным и скрытым. Явные признаки отказа в большинстве случаев отсутствуют, и поэтому сами отказы часто обнаруживаются с запозданием, лишь в процессе очередного осмотра и ремонта аппаратуры.

С точки зрения теории вероятностей, методами которой пользуются в теории надежности, важно деление отказов на зависимые и независимые. Если отказ одного элемента привел к отказу другого или целой группы элементов, то эта группа отказов рассматривается как одно независимое событие. Для удобства анализа все отказы авиационной техники рассматриваются как независимые случайные события.

Приведенное выше определение надежности отражает лишь качественную сторону надежности как свойства технического устройства. Оно не может быть выражено какой-либо определенной численной величиной. Между тем, для более глубокого анализа надежности, факторов, оказывающих влияние на нее, для решения проблемы повышения надежности важнейшее значение имеет возможность конкретной, количественной, числовой оценки надежности.

Определение количественных характеристик надежности встречает ряд трудностей, наиболее существенными из которых являются следующие:

— методы расчета и измерения надежности значительно сложнее, чем других известных нам физических величин и параметров, например, тока, напряжения, скорости, коэффициента усиления и т. д.;

— на надежность влияет значительно большее число факторов, чем на другие параметры системы, причем большинство из них являются случайными;

— экспериментальное исследование надежности сложнее, чем исследование любых других параметров аппаратуры.

Количественные характеристики надежности оценивают степень безотказности технических устройств авиационного оборудования в течение полного срока его службы — с начала эксплуатации и до полного ее прекращения или до появления первого отказа, т. е. в данном случае предполагается, что возможность восстановления в процессе эксплуатации исключается.

Одним из распространенных количественных критериев надежности является вероятность безотказной работы — вероятность того, что за определенный интервал времени работы технического устройства и в заданных условиях эксплуатации отказ не произойдет. Иными словами, вероятность безотказной работы определяется как вероятность того, что время t_1 безотказной работы будет больше заданного t :

$$P(t) = P(t_1 > t). \quad (13.1)$$

Практически величина вероятности безотказной работы за промежуток времени t может быть определена на основании статистических данных. Если через $N(t)$ обозначить число технических устройств, оставшихся исправными в конце рассматриваемого интервала времени t , а через $n(t)$ — число отказавших, то вероятность безотказной работы $P(t)$ может быть представлена в виде следующего выражения:

$$P(t) = \frac{N(t)}{N(t) + n(t)} = \frac{N(t)}{N_0}, \quad (13.2)$$

где $N_0 = N(0) = N(t) + n(t)$ есть число всех технических устройств, взятых под наблюдение.

Надежность можно также оценивать с помощью противоположного понятия — вероятности появления отказа $Q(t)$. Вероятность появления отказа — это вероятность того, что за определенный интервал времени работы технического устройства и в заданных условиях эксплуатации отказ произойдет. Так как вероятность безотказной работы и появле-

ния отказа являются событиями противоположными, то $P(t)$ и $Q(t)$ связаны между собой очевидным соотношением

$$Q(t) = 1 - P(t) = P(t_1 \leq t). \quad (13.3)$$

С течением времени общее количество отказов $n(t)$ в технических устройствах постепенно увеличивается и, следовательно, вероятность появления отказа $Q(t)$ является монотонно нарастающей функцией

$$Q(t) = \frac{n(t)}{N_0}. \quad (13.4)$$

При этом кривая $Q(t)$ (рис. 13.1) изображает собой интегральную функцию распределения случайной величины t — времени появления отказа технических устройств.

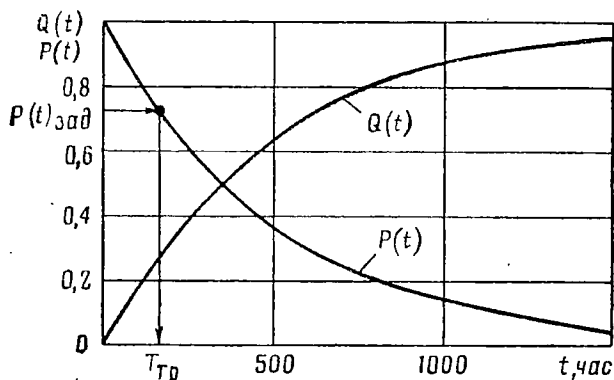


Рис. 13.1. Характеристики вероятности безотказной работы $P(t)$ и вероятности появления отказа $Q(t)$

Вероятность безотказной работы $P(t)$, или функция надежности, является монотонно убывающей функцией.

Очевидно, что $0 \leq P(t) \leq 1$, $P(0) = 1$, $P(t \rightarrow \infty) = 0$.

При оценке надежности технических устройств обычно предполагают, что они работают до появления первого отказа непрерывно, периоды их бездействия во внимание не принимаются. Для авиационной техники такое допущение не может считаться справедливым. Самолеты, как правило, лишь меньшую часть общего времени находятся в полете; большую часть времени они не используются по своему прямому назначению. Неисправности в авиационной технике могут возникать как в процессе полета, так и в то время, когда она находится в бездействии. Поэтому нужно учитывать способность технических устройств оставаться работоспособными в процессе хранения. В этом случае вместо времени безотказной работы рассматривается время нахождения в ра-

ботоспособном состоянии. Чтобы подчеркнуть, что речь идет о хранящейся, а не о работающей аппаратуре, вместо термина «надежность» используется термин «сохранность». Соответственно вместо функции надежности $P(t)$ применяется функция сохранности $P_{\text{хр}}(t)$. При этом вероятностный смысл всех характеристик сохраняется прежним. В дальнейшем изложении понятия «надежность» и «сохранность» различаться не будут, а соответствующее уточнение можно сделать при практическом применении излагаемых вопросов.

Вероятность безотказной работы наиболее полно характеризует количественную сторону надежности технических устройств, так как она учитывает большинство факторов, влияющих на надежность, дает наглядное представление о характере изменения надежности во времени и может использоваться для различных технических расчетов, связанных с практическим использованием авиационного оборудования.

Наряду с надежностью авиационной техники большое значение имеет и ее долговечность. Критерием долговечности является технический ресурс. Под **техническим ресурсом** понимается общий возможный срок службы изделия (налет, количество взлетов и посадок, наработка агрегатов и систем, календарный срок эксплуатации и т. д.) с учетом всех видов ремонтов и работ, проводимых в процессе эксплуатации.

Имея характеристики вероятности безотказной работы, можно определить технический ресурс изделия (рис. 13.1). В этом случае по заданному уровню надежности $P(t)_{\text{зад}}$ определяется технический ресурс $T_{\text{т.р}}$ изделия, в течение которого его надежность будет не менее заданной. Чем ниже заданный уровень надежности, тем большим будет технический ресурс, и наоборот. В отдельных случаях необоснованное увеличение технического ресурса приводит к невозможности обеспечения эксплуатационной надежности (т. е. безотказной работы в полете) авиационной техники. Отсюда видно, что понятие надежности и долговечности связаны, но вместе с тем и существенно отличаются друг от друга.

Однако надежность технического устройства не всегда удобно характеризовать его функцией надежности, так как для малых периодов времени работы значения $P(t)$ будут близкими к единице. Например, вероятность безотказной работы слюдяного конденсатора в течение 1 час $P(t) = 0,999999$. Кроме того, с течением времени технические устройства, как это следует из рис. 13.1, становятся все менее и менее надежными. Поэтому необходимо иметь характеристику, которая позволяла бы оценить степень надежности технического устройства в каждый данный момент. Такой характеристикой является интенсивность отказов λ .

Под интенсивностью отказов понимают число отказов в единицу времени, отнесенное к числу технических устройств, оставшихся исправными к началу рассматриваемого промежутка времени. Следовательно, интенсивность отказов показывает, какая доля от работающих в некоторый момент времени технических устройств отказывает в единицу времени после этого момента (для малых промежутков времени).

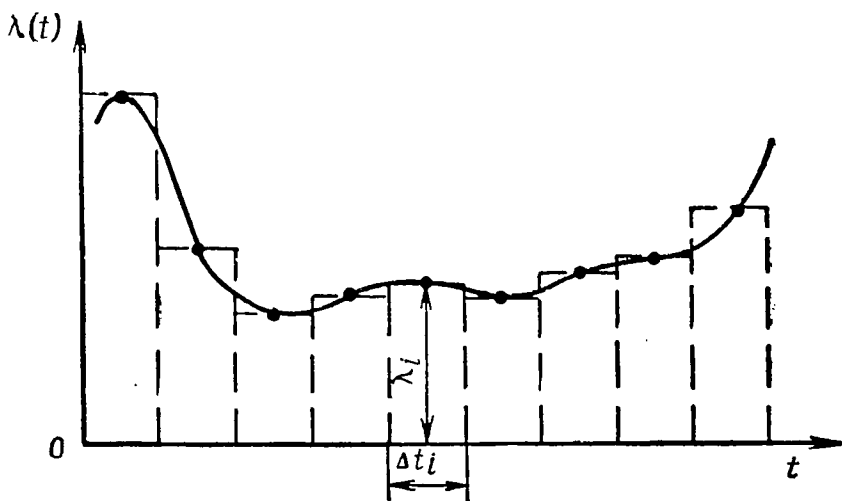


Рис. 13.2. Функция интенсивности отказов $\lambda(t)$ в зависимости от времени работы

Эта характеристика надежности может быть рассчитана по следующей формуле на основе опытных данных:

$$\lambda_i = \frac{\Delta n_i}{(N_0 - n_i) \Delta t_i}, \quad (13.5)$$

где Δn_i — число технических устройств, отказавших за промежуток времени Δt_i ;

n_i — число технических устройств, отказавших к началу рассматриваемого промежутка времени.

Если по рассчитанным таким образом частным значениям интенсивностей отказов для каждого промежутка времени построить гистограмму и соединить эти значения плавной кривой, то получим функцию интенсивности отказов $\lambda(t)$ в зависимости от времени работы (рис. 13.2).

Чтобы определить величину интенсивности отказов, не обязательно проводить специальные испытания. Все необходимые для этой цели данные можно получить в процессе эксплуатации. Для этого достаточно иметь хорошо постав-

ленный учет отказов и знать среднее число технических устройств, исправно действующих в течение определенного интервала времени.

Переходя от дискретных статистических понятий к непрерывным вероятностям, получим

$$\lambda(t) = \frac{1}{N(t)} \frac{dn(t)}{dt}, \quad (13,6)$$

где $N(t)$ — число исправно действующих технических устройств в данный момент t .

Кривая интенсивности отказов характеризует распределение вероятности отказа в единицу времени каждого техни-

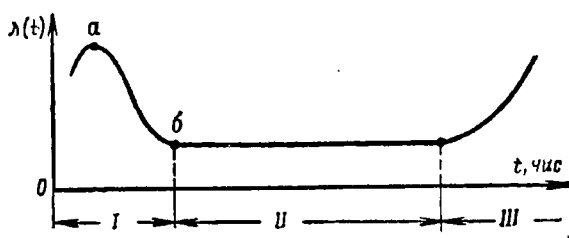


Рис. 13.3. Типичная характеристика интенсивности отказов $\lambda(t)$

ческого устройства из $N(t)$ оставшихся в любой момент времени t в исправном состоянии, так как законом распределения случайной величины называется всякое соотношение, устанавливающее связь между возможными значениями случайной величины и соответствующими им вероятностями.

Типичная характеристика интенсивности отказов, представленная на рис. 13.3, имеет три явно выраженных участка.

Первый участок — начальный период работы («детство»). На нем преобладают отказы по производственным причинам в результате скрытых неисправностей. Этот период желательно сокращать тренировкой (приработкой) технических устройств на заводе, понимая под ней предварительную (перед началом эксплуатации) работу в условиях, близких к эксплуатационным. В период тренировки должны выявиться все производственные дефекты, поэтому время тренировки должно совпадать с первым периодом, с тем чтобы эксплуатация начиналась с точки б. Наклон кривой на участке а — б может в некоторой мере служить показателем технической культуры производства. Чем выше качество изготовления и проверки элементов, тем меньше будет отказов по производственным причинам и, следовательно, тем больший наклон будет иметь кривая а — б. При ухудшении каче-

ства изготовления и производственного контроля первый период характеристики растягивается и переход ко второму периоду становится более плавным. При этом предварительная тренировка часто оказывается нерациональной.

Второй участок — основной период работы («зрелость»), наиболее длительный за срок службы авиационной техники. Интенсивность отказов здесь имеет примерно постоянное значение. Появление отказов на этом участке обуславливается также скрытыми дефектами производства, преждевременным старением элементов, внешними и многими другими причинами.

Поскольку нормальная эксплуатация аппаратуры приходится именно на второй участок характеристики, то исследование надежности на нем представляет наибольший интерес для теории и практики. Интенсивность отказов на втором участке можно понизить организацией действенных профилактических мероприятий, тщательным исследованием причин отказов, мероприятиями по их предупреждению и т. д.

Третий участок — заключительный период работы («старость») характеризуется появлением отказов, как правило, вследствие износа и старения элементов системы. Дальнейшая эксплуатация системы без смены элементов становится нерациональной. Для многих технических устройств с кратковременными циклами работы этот период никогда не достигается, так как они морально стареют раньше, чем успеют износиться.

Интенсивность отказов технических устройств наиболее полно характеризует надежность элементов и является одной из лучших характеристик надежности.

Ориентировочные данные по интенсивности отказов различных элементов электрооборудования летательных аппаратов приведены в табл. 13.1. Так как обычно принимают, что все элементы в аппаратуре работают в период нормальной эксплуатации, т. е. I и III периоды не рассматриваются, то значения λ даются в виде постоянной величины на один час работы.

К числу количественных характеристик надежности относится также частота отказов. Под частотой отказов понимают число отказов в единицу времени, отнесенное к первоначальному числу испытываемых или взятых под наблюдение (эксплуатирующихся) технических устройств.

Частоту отказов можно определить, пользуясь следующим выражением:

$$f(t) = \frac{n(t)}{N_0 \Delta t}. \quad (13.7)$$

Частота отказов хорошо характеризует надежность технических устройств до их первых отказов и поэтому этой ве-

Ориентировочные данные интенсивности отказов элементов электрооборудования [19]

Наименование элементов	Интенсивность отказов на 1 час работы
Сопротивления	$(0,001 \div 1,5) 10^{-5}$
Конденсаторы	$(0,001 \div 16,4) 10^{-5}$
Полупроводниковые диоды	$(0,012 \div 50) 10^{-5}$
Полупроводниковые триоды	$(0,02 \div 90) 10^{-5}$
Реле	$(0,05 \div 101) 10^{-5}$
Выключатели, кнопки	$(0,04 \div 1,2) 10^{-5}$
Автоматы защиты	$10,2 \cdot 10^{-5}$
Плавкие предохранители	$1 \cdot 10^{-5}$
Магнитные усилители	$(0,02 \div 0,5) 10^{-5}$
Трансформаторы малой мощности	$(0,002 \div 6,63) 10^{-5}$
Соединения штепсельные	$(0,001 \div 9,1) 10^{-5}$
Соединения пайкой	$(0,01 \div 1) 10^{-5}$
Измерительные приборы	$(0,5 \div 6) 10^{-5}$
Индикаторные лампы	$(0,01 \div 0,3) 10^{-5}$
Электродвигатели маломощные	$(0,015 \div 33) 10^{-5}$
Муфты электромагнитные	$(0,043 \div 9,4) 10^{-5}$
Преобразователи	$(25 \div 100) 10^{-5}$
Генераторы	$(20 \div 100) 10^{-5}$
Генераторы бесконтактные	$(0,8 \div 5) 10^{-5}$
Аккумуляторные батареи	$(50 \div 100) 10^{-5}$

личной можно пользоваться лишь для оценки тех изделий, которые после возникновения отказов не ремонтируются и не участвуют в дальнейшей эксплуатации. По $f(t)$ можно судить о числе элементов, которые могут выйти из строя за какое-то время эксплуатации и соответственно определить требуемое количество запасных элементов

$$n(t) = f(t) N_o \Delta t. \quad (13.8)$$

Для технических устройств однократного применения (невосстанавливаемых) одной из важнейших характеристик надежности является среднее время безотказной работы, которое определяется как математическое ожидание времени наработки технического устройства до появления в нем первого отказа.

Статистически среднее время безотказной работы можно определить по формуле

$$T_{cp} = \frac{\sum_{j=1}^{N_o} t_j}{N_o}, \quad (13.9)$$

где t_j — время исправной работы j -того технического устройства.

Можно показать, что вероятность безотказной работы и среднее время безотказной работы связаны между собой зависимостью

$$T_{\text{ср}} = \int_0^{\infty} P(t) dt. \quad (13.10)$$

Зная $\lambda(t)$, можно вычислить вероятность безотказной работы технического устройства по формуле

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}. \quad (13.11)$$

Последнее выражение справедливо для любого изменения $\lambda(t)$. При $\lambda(t) = \text{const}$, т. е. в течение периода нормальной эксплуатации (рис. 13.3, участок II), вероятность безотказной работы согласно формулам (13.10) и (13.11) равна

$$P(t) = e^{-\lambda t} = e^{-\frac{t}{T_{\text{ср}}}}, \quad (13.12)$$

а зависимость между частотой отказов и временными параметрами определяется соотношением

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t}. \quad (13.13)$$

Уравнение (13.12) часто называют экспоненциальным законом надежности (закон или распределение Пуассона). Это означает, что вероятность исправной работы технических устройств с течением времени убывает по логарифмической кривой.

Может показаться, что если необходимый интервал времени непрерывной работы равен среднему времени безотказной работы, то вероятность безотказной работы за этот интервал времени должна быть равна 1. Однако это далеко не так. Из уравнения экспоненциального закона видно, что при $t = T_{\text{ср}}$ вероятность безотказной работы будет равна $P = \frac{1}{e} = 0,37$. Подсчеты показывают, что для обеспечения вероятности безотказной работы около 0,9 необходимо, чтобы $T_{\text{ср}}$ было по крайней мере в 10 раз больше, чем необходимый интервал непрерывной работы этого технического устройства. Когда интервал времени t во много раз меньше среднего времени безотказной работы (например, время одного поле-

та, время налета самолета за один летный день), то характеристики надежности удобно рассчитывать по упрощенным формулам:

$$P(t) = 1 - \lambda t \quad (13.14)$$

и

$$f(t) = \lambda - \lambda^2 t. \quad (13.15)$$

Практически при очень малом времени t можно пренебречь членом $\lambda^2 t$, считая $f = \lambda$.

Приведенные характеристики надежности в общем случае справедливы лишь для невосстанавливаемых технических устройств, у которых количество отказов не может быть больше количества самих технических устройств. Однако многие технические устройства в процессе эксплуатации отказывают, подвергаются восстановлению и затем снова включаются в работу. В этом случае количество отказов за время эксплуатации может превысить количество технических устройств. В связи с этим для восстанавливаемых систем (агрегатов, элементов) рассмотренные характеристики надежности могут применяться только для ограниченной наработки (налета).

Для оценки надежности восстанавливаемых изделий авиационной техники применяются характеристики потоков отказов. Так как изделие многоразового использования обычно состоит из большого количества элементов, то отказы его можно рассматривать как результат отказов составляющих его элементов и считать поток отказов ординарным без последствия. Под ординарностью потока отказов понимают невозможность появления двух и более отказов в один и тот же момент времени. Отсутствие последствия означает взаимную независимость появления отказов в различные непересекающиеся промежутки времени, т. е. вероятность появления отказов в промежутке времени $(t, t + \Delta t)$ не зависит от чередования отказов до момента времени t . Основными характеристиками ординарного потока без последствия является среднее количество отказов, происходящих в единицу времени (средняя частота отказов), и среднее время между двумя последовательными отказами. Средняя частота отказов определяется следующим выражением:

$$\omega(t) = \frac{n(t)}{N \Delta t}, \quad (13.16)$$

где N — число однотипных технических устройств, находящихся на эксплуатации.

Среднюю частоту отказов авиационной техники в отличие от большинства характеристик надежности невосстанавливаемых технических устройств можно легко получить в процессе ее эксплуатации в авиационных частях. К числу

данных, которые можно получить в процессе эксплуатации авиационной техники, относятся количество зарегистрированных отказов, налет или наработка авиационной техники и общее количество авиационной техники, находящейся на эксплуатации. Эти данные позволяют вычислить среднюю частоту отказов, а посредством ее — оценить надежность технических устройств.

Вычисление величины среднего времени безотказной работы между двумя отказами на основании статистических данных производится по формуле

$$T_{\text{срo}} = \frac{\sum_{i=1}^n \Delta t_i}{n}, \quad (13.17)$$

где n — число отказов одного технического устройства за весь период его эксплуатации;

Δt_i — промежуток времени между $i-1$ и $i-m$ отказами.

Вероятность безотказной работы, среднее время безотказной работы, интенсивность и частота отказов являются основными количественными характеристиками (критериями) надежности, которыми широко пользуются на практике. С их помощью можно решить ряд задач, важных для эксплуатации авиационной техники. На основе анализа изменения критериев можно научно обосновать сроки службы агрегатов авиационного оборудования и летательного аппарата в целом. По характеру изменения критериев в процессе эксплуатации можно более точно наметить сроки выполнения подготовок и контроля авиационной техники. Действенность этих мероприятий будет более эффективной.

С помощью основных критериев можно также определять количество запасных элементов, рассчитывать требуемую производительность ремонтных органов, разрабатывать мероприятия по предупреждению отказов и т. д. Наконец, можно задавать необходимые числовые значения критериев для вновь проектируемых образцов авиационной техники.

Однако основные характеристики надежности не позволяют оценить ряд необходимых эксплуатационных свойств авиационной техники. Так, они не дают возможности оценить эффективность использования различных образцов авиационной техники, определить время, затрачиваемое на выполнение регламентных и профилактических работ, и т. д. Например, если два каких-либо образца авиационной техники имеют одинаковые величины основных характеристик надежности, но у первого время, необходимое для выполнения регламентных и профилактических работ, больше, чем у второго, то в этом случае эффективность использования авиа-

ционной техники в подразделении, оснащенном первым образцом авиационной техники (при прочих равных условиях), будет ниже, чем эффективность использования авиационной техники в подразделении, оснащенном вторым образцом.

Поэтому наряду с основными критериями для решения ряда вопросов, связанных с надежностью, оценки различных сторон эксплуатации используются дополнительные характеристики (коэффициенты). Рассмотрим некоторые из них, представляющие наибольший интерес для практических целей.

Относительный коэффициент готовности

$$k_r = \frac{t_n}{t_n + t_{y.н}}, \quad (13.18)$$

где t_n — время, затрачиваемое на подготовку летательного аппарата (оборудования, отдельной системы) к применению;
 $t_{y.н}$ — время, затрачиваемое на отыскание и устранение неисправностей, обнаруженных в процессе подготовки.

Этот коэффициент позволяет оценить степень появления неисправностей в процессе подготовки авиационной техники к применению и возможность ее подготовки в отведенное время. Коэффициент k_r может определяться как для всего периода подготовки, так и по отдельным его этапам. Чем выше эксплуатационная надежность авиационной техники, тем ближе к единице будет значение k_r .

Коэффициент использования технического ресурса

$$k_{т.р} = \frac{t_n}{t_n + t_d}, \quad (13.19)$$

где t_n — время наработки (налета) объекта авиационной техники при его использовании;
 t_d — время работы объекта (системы) при его подготовке, устранении неисправностей, выполнении профилактических работ — дополнительное время работы.

Для удобства сравнения разных объектов целесообразно этот показатель определять для вполне определенного времени наработки (налета). Наиболее подходящими числами налета для этих целей могут быть 25, 50 и 100 час.

Как видно, коэффициент использования технического ресурса непосредственно связан с надежностью авиационной техники. Он позволяет оценить степень использования оборудования по назначению, а также выявить расходование ресурса на такие виды работ, как профилактические работы, связанные с появлением отказов, и др.

Коэффициент профилактики
(норма профилактики)

$$k_{\text{пр}} = \frac{t_o}{t_{\text{п}}}, \quad (13.20)$$

где t_o — суммарное время продолжительности процесса эксплуатации объекта авиационной техники, приходящееся на заданный период эксплуатации авиационной техники.

Время, потребное для эксплуатации авиационной техники (t_o), складывается из времени, расходуемого на подготовку к полетам — $t_{\text{п.п.}}$, на проведение профилактических и регламентных работ — $t_{\text{р.р.}}$ и на производство доработок — $t_{\text{п.д.}}$.

Физически коэффициент профилактики представляет собой количество человеко-часов, необходимых для обеспечения одного часа полета летательного аппарата или 1 час работы системы, агрегата данного типа. Этот коэффициент учитывает также квалификацию обслуживающего персонала, качество организации работы, степень сложности авиационной техники, степень механизации и автоматизации проверок систем и т. д.

Коэффициент эффективности профилактики в процессе эксплуатации авиационной техники оценивается величиной отношения числа предупрежденных, а также выявленных и устраненных отказов в процессе проведения технического обслуживания и различных профилактических мероприятий к общему числу отказов

$$k_{\text{э. пр}} = \frac{n_{\text{пр}}}{n_{\text{пр}} + n_{\text{р}}}, \quad (13.21)$$

где $n_{\text{пр}}$ — число предупрежденных, а также выявленных и устраненных отказов во время проведения технического обслуживания и профилактических мероприятий, взятых за полный срок эксплуатации авиационной техники или за другой заданный интервал рабочего времени;

$n_{\text{р}}$ — число отказов, возникших в процессе применения авиационной техники по ее прямому назначению, взятых за тот же срок эксплуатации.

На значение этого коэффициента оказывает влияние квалификация технического состава, качество выполнения работ, контроля, объем профилактических работ. Определение его в условиях эксплуатации представляет большой интерес. С его помощью можно определять действенность и на основе этого целесообразность проводимых работ по сохранению и повышению надежности авиационной техники.

§ 13.2. ПОНЯТИЕ О РАСЧЕТЕ НАДЕЖНОСТИ

Важное значение в обеспечении надежности авиационного оборудования имеют расчеты его надежности на различных этапах проектирования и опытного строительства.

В процессе эскизного проектирования при разработке принципиальной схемы расчет надежности позволяет определить состав элементов и выбрать режим их работы, сравнить полученные результаты с данными технических условий на проектирование, а в случае их несоответствия выяснить возможности обеспечения требуемой надежности.

В процессе опытного строительства расчет надежности позволяет установить сроки службы агрегатов и деталей, уточнить ориентировочный расчет, произведенный в процессе эскизного проектирования, разработать мероприятия по повышению надежности в процессе опытного строительства и серийного производства.

Расчеты надежности (имеется в виду эксплуатационной) необходимы также и в процессе эксплуатации для уточнения сроков выполнения регламентных и профилактических работ, определения необходимого количества запасных элементов и т. д.

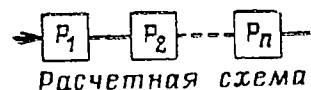
Надежность систем определяется прежде всего надежностью составных элементов, их количеством и структурным соединением.

В теории надежности различают два способа соединения элементов: последовательное и параллельное.

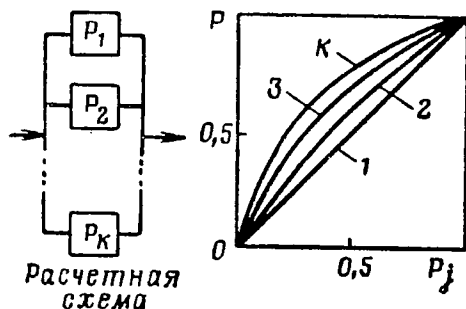
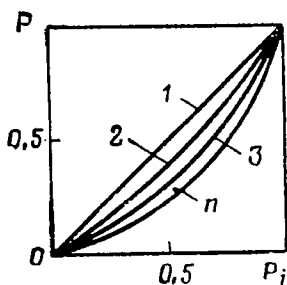
Последовательным соединением элементов называется такое, при котором отказ хотя бы одного элемента ведет к отказу всей системы. С точки зрения теории надежности, параллельное соединение в электротехнике в ряде случаев является последовательным соединением. Так, если резонансный контур представляет параллельно включенные индуктивность и емкость, то выход из строя любого из этих элементов приводит к выходу из строя контура, а значит, при расчете надежности резонансного контура составляющие его элементы должны рассматриваться последовательно включенными. Естественно, что такая структурная связь элементов является чисто условной.

Расчетная схема и зависимость надежности системы от надежности ее элементов при последовательном соединении приведены на рис. 13.4. Для простоты элементы системы приняты равнонадежными.

Согласно теореме умножения вероятностей при условии, что отказ каждого из n элементов системы независимое со-



Расчетная схема



Расчетная схема

Рис. 13.4. Зависимость надежности системы от надежности и числа элементов при последовательном соединении:

1, 2, 3, ..., n — количество элементов

Рис. 13.5. Зависимость надежности системы от надежности и числа элементов при параллельном соединении:

1, 2, 3, ..., k — количество элементов

бытие, опуская для упрощения записи индекс времени в обозначении $P(t)$, получим

$$P = P_1 P_2 \dots P_n \quad (13.22)$$

где P — вероятность безотказной работы системы;
 $P_1, P_2, \dots, P_n$ — вероятность безотказной работы отдельных элементов.

Соответственно для равнонадежных элементов

$$P = P_i^n \quad (13.23)$$

Очевидно, что надежность системы при последовательном соединении элементов будет тем ниже, чем больше в ее составе элементов, и что вероятность безотказной работы такой системы ниже вероятности безотказной работы самого ненадежного элемента.

Параллельным соединением элементов называется такое, при котором отказ системы произойдет только при выходе из строя всех параллельно включенных элементов.

Расчетная схема и зависимость надежности системы от надежности ее элементов при параллельном соединении приведены на рис. 13.5.

Вероятность безотказной работы в этом случае будет

$$P = 1 - \prod_{j=1}^k (1 - P_j), \quad (13.24)$$

где P_j — вероятность безотказной работы j -того элемента;
 k — число параллельно работающих элементов.

При параллельно включенных равнонадежных элементах

$$P = 1 - (1 - P_j)^k. \quad (13.25)$$

Надежность системы при параллельном соединении элементов будет всегда выше надежности наиболее надежного

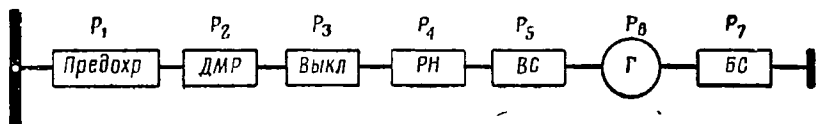


Рис. 13.6. Схема расчета надежности фидера генератора

элемента. При этом она будет тем выше, чем больше в составе соединения элементов.

Расчитать надежность системы — это значит определить какую-либо одну или несколько количественных характеристик надежности.

Рассмотрим пример ориентировочного расчета надежности фидера генератора постоянного тока. Расчетная схема, показанная на рис. 13.6, состоит из последовательного соединения элементов. Определим надежность элементов, используя известные из статистики данные по интенсивности отказов.

1. Предохранитель 1 шт., $\lambda_1 = 0,01 \cdot 10^{-3}$.

$$P_1 = e^{-\lambda_1 t} = e^{-0,01 \cdot 10^{-3}}$$

2. ДМР: реле 4 шт., $\lambda_{21} = 0,02 \cdot 10^{-3}$; контактор 1 шт., $\lambda_{22} = 0,01 \cdot 10^{-3}$; соединение пайкой 35 шт., $\lambda_{23} = 0,001 \cdot 10^{-3}$; соединение штепсельное 7 шт., $\lambda_{24} = 0,0005 \cdot 10^{-3}$.

Соединение элементов последовательное.

$$P_2 = e^{-(4 \cdot 0,02 + 1 \cdot 0,01 + 35 \cdot 0,001 + 7 \cdot 0,0005) 10^{-3}} = e^{-0,129 \cdot 10^{-3}}$$

3. Выключатель 1 шт., $\lambda_{31} = 0,008 \cdot 10^{-3}$.

$$P_3 = e^{-0,008 \cdot 10^{-3}}$$

4. Регулятор напряжения: угольный столб 1 шт., $\lambda_{41}=0,08 \cdot 10^{-3}$; сопротивление 4 шт., $\lambda_{42}=0,001 \cdot 10^{-3}$; диоды 2 шт., $\lambda_{43}=0,05 \cdot 10^{-3}$; обмотки электромагнита 4 шт., $\lambda_{44}=0,001 \cdot 10^{-3}$; соединение пайкой 25 шт., $\lambda_{45}=0,001 \cdot 10^{-3}$; соединение штепсельное 5 шт., $\lambda_{46}=0,0005 \cdot 10^{-3}$.

Соединение элементов последовательное.

$$P_4 = e^{-t(1 \cdot 0,08 + 4 \cdot 0,001 + 2 \cdot 0,05 + 4 \cdot 0,001 + 25 \cdot 0,001 + 5 \cdot 0,005) 10^{-3}} = e^{-t \cdot 0,215 \cdot 10^{-3}}$$

5. Выносное сопротивление 1 шт., $\lambda_5=0,1 \cdot 10^{-3}$.

$$P_5 = e^{-t \cdot 0,1 \cdot 10^{-3}}$$

6. Генератор 1 шт., $\lambda_6=0,4 \cdot 10^{-3}$.

$$P_6 = e^{-t \cdot 0,4 \cdot 10^{-3}}$$

7. Балластное сопротивление 1 шт., $\lambda_7=0,001$.

$$P_7 = e^{-t \cdot 0,001 \cdot 10^{-3}}$$

Надежность фидера генератора определяется произведением надежностей элементов

$$P_\Phi = e^{-t(0,01 + 0,129 + 0,008 + 0,215 + 0,1 + 0,4 + 0,001) 10^{-3}} = e^{-t \cdot 0,863 \cdot 10^{-3}}$$

Таким образом, вероятность безотказной работы схемы, представленной на рис. 13.6, определяется:

$$\text{За } 10 \text{ час работы } P_\Phi(10) = 0,991;$$

$$\text{За } 100 \text{ час работы } P_\Phi(100) = 0,917.$$

Среднее время безотказной работы фидера генератора будет равно

$$T_{ср} = \frac{1}{0,863 \cdot 10^{-3}} = 1158 \text{ час.}$$

§ 13.3. ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

Мероприятия по повышению надежности могут быть проведены при проектировании, производстве и эксплуатации объектов авиационной техники.

На рис. 13.7 показана классификация различных мероприятий по повышению надежности объектов авиационной техники. Следует отметить, что приведенное деление на группы является условным. Между различными путями повышения надежности существуют взаимные связи и зависимости.

При проектировании повышение надежности можно обеспечить как схемными, так и конструктивными методами.

Схемные методы, основой которых является совершенствование принципиальных схем, являются одним из решающих факторов в создании надежных объектов авиационной техники. Они позволяют создавать надежные системы даже из относительно ненадежных элементов.

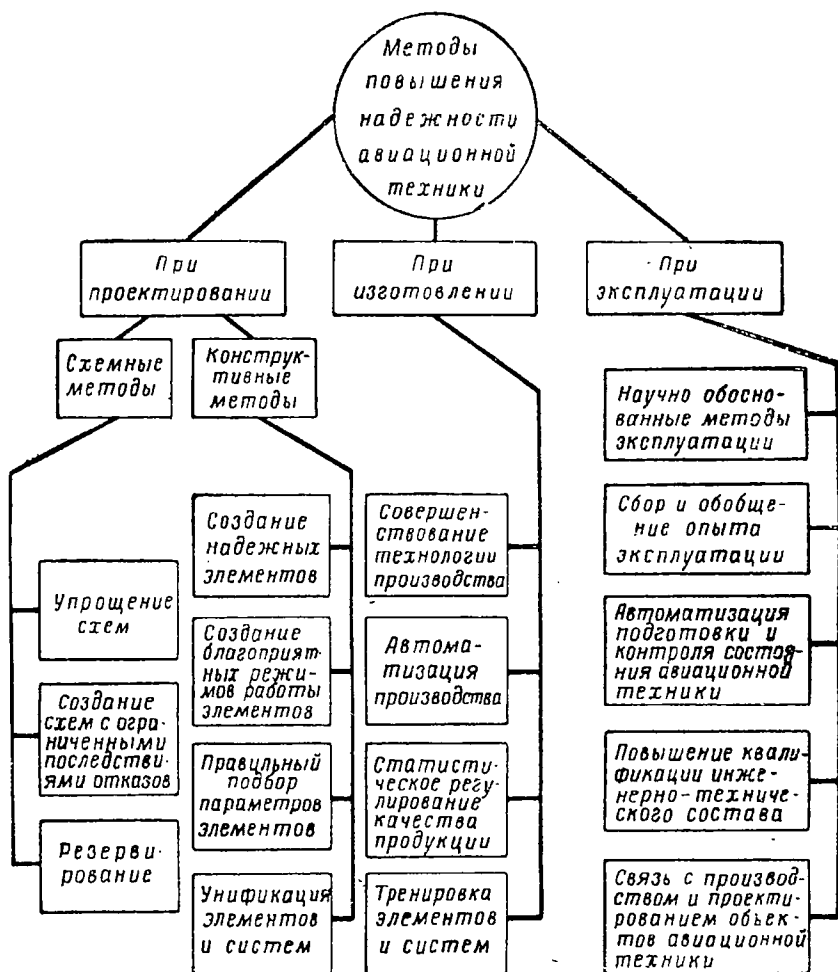


Рис. 13.7. Классификация различных мероприятий по повышению надежности объектов авиационной техники

Одной из причин возникновения проблемы надежности является сложность схем современных систем. Поэтому упрощение схем, рациональное уменьшение числа элементов в системе (без ущерба для ее характеристик и функционирования) являются весьма существенным в процессе проекти-

рования. Повышению надежности системы с уменьшением ее сложности сопутствует снижение веса и объема.

Создание схем с ограниченными последствиями отказов имеет большое значение для авиационных систем ответственного назначения (энергетических систем, систем управления и др.). Отказы таких систем делятся на две группы:

1) с опасными последствиями — срыв летного задания, вынужденная посадка, авария и катастрофа;

2) без опасных последствий — ухудшение условий работы экипажа, усложнение условий полета и т. п.

Системы, выполняющие ответственные функции, должны быть так построены схемно, чтобы исключалась возможность

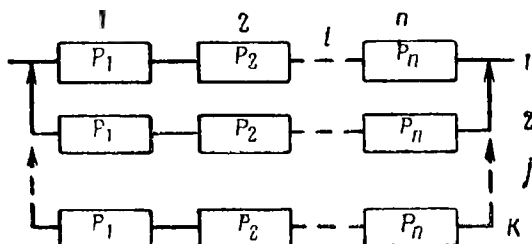


Рис. 13.8. Схема общего резервирования

появления отказов с опасными последствиями или в крайнем случае иметь ограниченные последствия при появлении отказа.

Наиболее эффективным и перспективным схемным методом повышения надежности элементов и систем является резервирование, сущность которого заключается в применении параллельно включенных избыточных элементов. Для авиационных систем фактором, ограничивающим резервирование, являются вес и объем оборудования, которые увеличиваются при применении избыточных элементов.

Существует два основных метода резервирования: общее и раздельное.

Общее резервирование (рис. 13.8) состоит в резервировании всей системы в целом. Математическое выражение для вероятности безотказной работы системы P_A , состоящей из k параллельно работающих систем, можно составить, используя равенство (13.25), введя в него вместо величины P_j вероятность безотказной работы одиночной системы P_o , тогда

$$P_A = 1 - (1 - P_o)^k, \quad (13.26)$$

но, так как для равнонадежных элементов

$$P_o = P_i^n,$$

то

$$P_A = 1 - (1 - P_i^n)^k. \quad (13.27)$$

Благодаря своей простоте общее резервирование получило широкое распространение, особенно во вторичных энергосистемах с преобразователями постоянного тока в переменный и переменного тока в постоянный. На основе общего резервирования также строятся схемы механизмов повышенной надежности, применяемые в авиационном электроприводе.

Раздельное резервирование (рис. 13.9) состоит в резервировании системы по отдельным участкам или элементам.

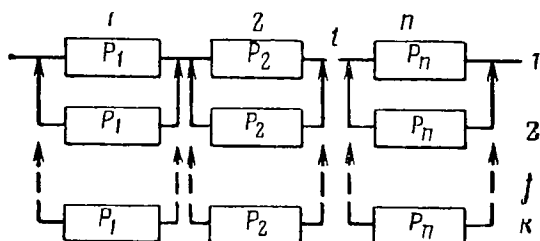


Рис. 13.9. Схема раздельного резервирования

Учитывая, что вероятность безотказной работы каждой группы из равнонадежных взаимно резервируемых элементов определяется равенством (13.25) и эти группы соединены в последовательную цепь, вероятность безотказной работы такой системы P_B может быть выражена следующей формулой:

$$P_B = [1 - (1 - P_i)^k]^n. \quad (13.28)$$

Сравнивая схемы резервирования, состоящие из одинакового количества основных и резервных равнонадежных элементов, можно заключить, что для полного отказа системы (рис. 13.8), имеющей общее резервирование, достаточно, чтобы в каждой цепи отказал хотя бы один элемент. Для отказа системы, имеющей раздельное резервирование (рис. 13.9), необходимо, чтобы вслед за повреждением какого-либо основного элемента были повреждены все $k-1$ резервирующих его элементов. Вероятность последнего события, безусловно, будет ниже, и поэтому раздельное резервирование является более выгодным с точки зрения увеличения надежности системы.

Примерами использования раздельного резервирования в электрооборудовании летательных аппаратов могут служить параллельное включение в питательную сеть фидеров гене-

раторов и отдельных участков питательной сети, двухканальное питание и управление ответственными потребителями и т. п.

Резервирование может проводиться двумя способами:

- постоянным включением резервных элементов на все время эксплуатации — «горячий» резерв;

- включением резервных элементов путем замещения отказавших — «холодный» резерв.

При «горячем» резерве в случае возникновения отказа не происходит перерыва в работе системы при переходе основного элемента на резервный, не требуются специальных переключающих устройств и устройств сигнализации, которые кроме усложнения схемы могут понизить общую надежность системы. Недостатком «горячего» резерва является изменение параметров и рабочих режимов системы при отказе отдельных элементов, что наблюдается, например, в механизмах повышенной надежности. При отказе отдельных фидеров, параллельно работающих на питательную сеть генераторов, иногда приходится уменьшать нагрузку, оставляя только те потребители, которые необходимы для продолжения полета.

Преимуществами «холодного» резерва являются неизменность режимов работы системы, сохранность ресурса резервного элемента и высокая его надежность (предполагается, что интенсивность отказов отключенного элемента равна нулю). Однако применение «холодного» резерва предопределяет применение переключающих устройств и устройств сигнализации, что вызывает увеличение объема, веса, стоимости и снижение надежности системы. Кроме того, перерыв в работе системы с момента отказа основного элемента до включения резервного в ряде случаев бывает крайне нежелателен, а иногда и недопустим.

Упомянутая выше вторичная энергосистема с преобразователями постоянного тока в переменный может служить примером использования «холодного» резерва.

Сочетание метода раздельного резервирования с «холодным» резервом использовано в схеме точного регулирования напряжения, где установлен основной и резервный ЦКН.

Покажем возможное повышение надежности системы с помощью резервирования на конкретном примере, используя для этого схему фидера генератора постоянного тока (рис. 13.6). В § 13.2 определялась вероятность безотказной работы одиночного канала. Какова же будет надежность двух- и восьмиканальной энергосистемы?

Примем, что одновременный выход из строя $k-1$ каналов не ведет к отказу в питании основных потребителей, так как располагаемая мощность одного канала достаточна,

Используя выражение (13.26), для двухканальной системы, получим:

$$\begin{aligned}\text{За } 10 \text{ час работы } P_2(10) &= 1 - (1 - 0,991)^2 = 0,999919; \\ \text{За } 100 \text{ час работы } P_2(100) &= 1 - (1 - 0,917)^2 = 0,993111.\end{aligned}$$

Соответственно для восьмиканальной системы:

$$\begin{aligned}\text{За } 10 \text{ час работы } P_8(10) &= 1 - (1 - 0,991)^8 = 0,999999; \\ \text{За } 100 \text{ час работы } P_8(100) &= 1 - (1 - 0,917)^8 = 0,999999.\end{aligned}$$

Если взять $t = 1000$ час, то

$$\begin{aligned}P_{\Phi}(1000) &= 0,3435; \\ P_2(1000) &= 0,569; \\ P_8(1000) &= 0,9654.\end{aligned}$$

Остановимся кратко на конструктивных методах повышения надежности, которые прежде всего базируются на применении надежных элементов. Следует иметь в виду, что надежность элементов в значительной степени зависит от режима их работы. При облегчении электрических, тепловых и вибрационных режимов работы элементов интенсивность выхода их из строя значительно уменьшается (иногда в десятки раз).

При оценке условий работы элементов особое внимание обращается на переходные процессы, возникающие при включении и выключении, резком изменении возмущающих сил в системах автоматического управления, а также при других изменениях режима работы систем и агрегатов авиационного оборудования. Испытываемые элементами при переходных процессах перегрузки могут быть одной из причин пониженной надежности систем.

При проектировании аппаратуры должно учитываться изменение параметров материалов и деталей со временем («старение»). Учет старения необходим не только для непрерывно работающих наземных систем, но и для временно работающей авиационной аппаратуры, ибо эта аппаратура может применяться после долгого периода складского хранения. Разброс параметров элементов в конце срока службы или хранения обычно в несколько раз превосходит разброс параметров в начале эксплуатации. Если проектировать аппаратуру с учетом возможных предельных значений параметров элементов в конце их срока службы или хранения, то она получается весьма сложной и громоздкой. Увеличение числа элементов может привести к снижению надежности. Поэтому при разработке схемы часто предполагают, что все элементы имеют крайние начальные значения

параметров, а любой один элемент имеет крайнее значение параметра в конце срока службы, причем крайние значения допусков берутся в наилучшем для работы схемы направлении.

Мероприятия по обеспечению надежности авиационной техники в процессе серийного производства сведены в четыре взаимосвязанные группы (рис. 13.7). Основой этих мероприятий является общий прогресс науки и техники.

§ 13.4. МЕТОДЫ И ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ ФОРМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Эксплуатация авиационной техники является основой инженерно-авиационного обеспечения, которое осуществляет инженерно-авиационная служба (ИАС), и имеет целью содержать в постоянной исправности и боевой готовности авиационную технику, обеспечить высокую надежность ее работы, а также полное и наиболее эффективное использование всех ее тактических и технических возможностей в полете. Эксплуатация авиационной техники включает совокупность мероприятий по ее обслуживанию, сбережению, подготовке к полетам и технически правильному использованию в процессе полета. Выполнение регламентных работ, производство войскового ремонта, систематическая проверка технического состояния и обеспечение строгого соблюдения норм и правил эксплуатации является неотъемлемой частью эксплуатации авиационной техники. Организация и правила эксплуатации и ремонта авиационной техники устанавливаются соответствующим наставлением, инструкциями по эксплуатации и ремонту конкретного типа летательного аппарата и его единым регламентом технического обслуживания. Успешное решение задач, стоящих перед ИАС, зависит от соответствия ее организационной структуры и форм организации эксплуатации уровню развития авиационной техники.

Организация ИАС определяется эксплуатационными характеристиками авиационной техники, находящейся на вооружении, которые зависят от ее эксплуатационной и ремонтной технологичности, уровня автоматизации и механизации ее технического обслуживания, эксплуатационной надежности и приспособленности к рациональному процессу подготовки и ремонта. Оперативно-тактические требования к ВВС существенно влияют на организацию ИАС и в значительной мере ее определяют. ИАС должна быть органически связана с летной частью, выполняя общие задачи, поставленные перед ней. Наилучшей организацией ИАС считается та, которая при прочих равных условиях обеспечивает наиболее

высокую боеготовность авиационной техники, одним из критериев которой является время подготовки к полету.

Персональная ответственность за состояние и эксплуатацию летательных аппаратов способствует повышению качества подготовки и эксплуатации авиационной техники. Но выполнить комплекс работ по всем видам оборудования в состоянии только соответствующие группы специалистов (технического обслуживания или регламентных работ), входящих в специальные подразделения — ТЭЧ (технико-эксплуатационные части). Группы (каждая по своей специальности) осуществляют своевременную и качественную подготовку авиационной техники к полетам, обеспечивают сохранение и содержание ее в исправном состоянии и в постоянной боевой готовности к применению или выполняют регламентные работы и производят войсковой ремонт авиационной техники, участвуют в доработках по бюллетеням промышленности и проведении других профилактических работ.

Организация ИАС непрерывно совершенствуется и развивается, отражая развитие авиационной техники.

Подготовка летательных аппаратов к полетам. Для обеспечения высокой надежности авиационной техники в полете, выявления ее технического состояния и при необходимости для приведения в исправное состояние, а также для предотвращения выпуска в полет неподготовленных согласно заданию на полет летательных аппаратов выполняются соответствующие виды подготовок и контроля состояния авиационной техники, объем которых определяется инструкцией по эксплуатации (единым регламентом технического обслуживания) конкретного типа летательного аппарата.

Основным видом подготовки авиационной техники к очередным полетам является предварительная подготовка. Она производится, как правило, накануне дня полетов. Перерыв со дня ее проведения до дня полетов не должен превышать пяти дней. Главной составной частью предварительной подготовки является послеполетный осмотр, выполняемый по определенному маршруту. Только после окончания осмотра разрешается устранять выявленные и зафиксированные в журнале подготовки самолета к полетам неисправности. Послеполетный осмотр является комплексным, так как при этом одновременно осматривается планер летательного аппарата, двигатель и все виды оборудования. При проведении предварительной подготовки, кроме того, производится подготовка авиационных боеприпасов для обеспечения предстоящих полетов и контроль состояния авиационной техники должностными лицами ИАС.

Предполетная подготовка является подготовкой летательного аппарата к конкретному полету. Она производится в начале летного дня (ночи) непосредственно перед

полетом. Подготовка включает предполетный осмотр, проверку наличия и дозаправку топливом, маслом, зарядку газами и т. п., установку съемного оборудования, а также снаряжение авиационными боеприпасами согласно заданию на полет и проверку работоспособности агрегатов и систем¹. Этот вид подготовки имеет много общего с предварительной подготовкой, но характерным для него является проведение работ и контроля, обеспечивающих выполнение данного конкретного задания. Контроль готовности к полету согласно заданию помимо техника (механика) самолета и специалистов групп ТЭЧ осуществляет летный и технический состав экипажа. Так, проверка на земле двигателей, настройка и проверка радиотехнического и авиационного оборудования перед полетом производится летным составом, пользующимся этим оборудованием в полете.

Боеготовым считается исправный летательный аппарат, снаряженный боеприпасами и другими средствами, необходимыми для выполнения поставленной боевой задачи и на котором выполнена предполетная подготовка.

Если в процессе предполетной подготовки выявятся неисправности, то летательный аппарат должен быть повторно осмотрен и принято решение о возможности ввода его в строй.

Подготовка летательного аппарата к повторному полету производится в течение стартового времени перед каждым новым полетом на задание и включает: стартовый осмотр после окончания полета в целях проверки состояния и готовности к повторному полету; устранение неисправностей, выявленных в предыдущем полете и при осмотре; проверку заправки; дозаправку горючим и снаряжение боеприпасами согласно заданию на новый полет.

Послеполетная подготовка производится в конце каждого летного дня (ночи) в целях приведения летавших самолетов в исправное состояние. Исправным считается летательный аппарат, имеющий технические и летно-тактические характеристики, соответствующие установленным нормам, необходимый запас технического ресурса, на котором выполнены положенные по срокам регламентные работы; устранены все неисправности и проведена послеполетная подготовка.

Послеполетная подготовка состоит из контрольного осмотра и устранения неисправностей, выявленных в полете и обнаруженных при осмотре, а также операции по заправке горючим, маслом, специальными жидкостями и т.п.

¹ При подготовке ЛА по тревоге часть специально оговоренных работ разрешается не производить.

Контрольный осмотр имеет целью не только проверку состояния летательного аппарата, но и его готовности к полету по боевой тревоге.

Контроль состояния и качества подготовки авиационной техники, проводимый в процессе ее технического обслуживания, имеет своей конечной целью обеспечение безаварийной работы частей и, в частности, исключение отказов авиационной техники по вине технического состава ИАС. Помимо осмотров (контрольного, послеполетного, предполетного и стартового), выполняемых в процессе повседневной эксплуатации и являющихся составной частью видов подготовки, проводятся также комплексный, целевой (поагрегатный) и инспекторские осмотры и выделяются специальные парковые дни для контроля состояния авиационной техники.

Комплексный осмотр является основным видом контроля авиационной техники в межрегламентные сроки и проводится в целях всесторонней и углубленной проверки состояния авиационной техники через 25 ± 5 час налета, а также после выполнения на авиационной технике регламентных работ. Контрольный осмотр состояния авиационной техники должностными лицами ИАС проводится обычно также в объеме комплексного осмотра. При этом одновременно проверяется выполнение доработок на летательном аппарате и состояние технической документации.

Целевой (поагрегатный) осмотр проводится для детальной проверки состояния и работы отдельных агрегатов. Необходимость его определяется условиями и сроками эксплуатации авиационной техники.

Инспекторский осмотр предназначен для выявления фактического состояния авиационной техники и правильности ее эксплуатации. Проводится он должностными лицами, участвующими в инспектировании, которые и определяют его объем и порядок проведения.

Парковые дни устанавливаются для углубленного контроля состояния авиационной техники, подготовки ее к зимней (летней) эксплуатации, к специальным заданиям или учениям. В парковые дни проводятся целевые осмотры с привлечением к работам летного состава части.

При проведении всех перечисленных видов осмотров (включая и входящие в соответствующие виды подготовок) используются в основном следующие способы контроля состояния авиационной техники: внешний осмотр и проверка работоспособности во включенном состоянии. Частичный контроль оборудования без съема его с летательного аппарата или использования специальной контрольно-измерительной аппаратуры и средств инструментальной проверки является недостаточно эффективным. Ввиду этого необходимо

периодически проводить более полный контроль состояния авиационной техники — регламентные и профилактические работы.

Регламентные и профилактические работы. В целях предупреждения возникновения неисправностей, сохранения летно-тактических и технических характеристик авиационной техники и обеспечения ее надежной безотказной работы проводятся регламентные и профилактические работы. Периодичность регламентных работ определяется часами налета самолета. Единым регламентом в настоящее время предусматриваются 50 ± 5 и 100 ± 10 -часовые регламентные работы.

При выполнении регламентных работ личным составом ТЭЧ осуществляется следующая система контроля состояния авиационной техники:

- осмотр и дефектация в объеме послеполетного осмотра перед выполнением регламентных работ;
- пооперационный контроль в соответствии с технологией в процессе выполнения регламентных работ;
- комплексный осмотр в качестве контроля после выполнения регламентных работ;
- осмотр (в объеме послеполетного осмотра) при приемке после регламентных работ.

В процессе выполнения регламентных и профилактических работ производится: замена элементов оборудования с недостаточной надежностью, проверка соответствия значений параметров установленным допускам, настройка и регулировка; проведение работ, способствующих увеличению срока службы элементов (чистка, смазка, покраска и т. п.).

При хранении ЛА работы выполняются по календарным срокам: через каждые 10 ± 2 дней — в объеме предварительной подготовки, а через 30 ± 5 дней — в объеме предварительной подготовки с проверкой работоспособности всего электрооборудования под током, через каждые 3 месяца ± 10 дней хранения вскрываются электрощитки, панели и проверяется состояние монтажа и надежность присоединения электропроводки, минусовых проводов к корпусу ЛА, осуществляется контроль электрооборудования под током.

Ремонт авиационной техники предназначен для восстановления и ввода в строй неисправной авиационной техники. В зависимости от характера повреждений и неисправностей, а также технического состояния авиационной техники устанавливаются следующие виды ремонта: капитальный (восстановительный), профилактический (средний) и текущий. Ремонт авиационной техники производится авиационно-ремонтными предприятиями, войсковыми авиационными ремонтными мастерскими и технико-эксплуатационными частями. Цель, объем и место проведения соответствующего вида ремонта определены наставлением.

Методы технической эксплуатации. Решение задач, поставленных перед ИАС по обеспечению боевой готовности авиационной техники, невозможно без высокой организации работ личного состава ИАС, внедрения новых форм подготовки и передовых методов обслуживания авиационной техники. Подготовка авиационной техники к полетам проводится групповым, поточно-групповым методами и в редких случаях, например при рассосредоточении самолетов, — индивидуальным методом. При групповом методе самолеты находятся на стоянках. Группы специалистов, производящих их подготовку, последовательно переходят, а средства обеспечения перемещаются от одного самолета к другому. При поточно-групповом методе весь объем подготовки распределяется на технологические операции, последовательно выполняемые группами технического состава разных специальностей на оборудованных для этой цели площадках — технических позициях, к которым по очереди буксируются самолеты.

Поточные методы обслуживания находят применение не только при проведении подготовки авиационной техники к полетам, но и внедряются при выполнении регламентных и ремонтных работ. Так, существовавшая бригадная система при выполнении регламентных работ, при которой весь комплекс работ на самолете полностью выполнялся одной бригадой специалистов различных профилей, заменен в настоящее время на поточно-узловой метод. Сущность его состоит в том, что все операции выполняются членами бригад, работающими не параллельно, а последовательно, т. е. каждый самолет входит в поток и выходит из него в заранее определенное время. Одни и те же специалисты работают на всех самолетах потока и на каждом из них заняты на небольшом количестве одних и тех же операций, последовательность которых определяется технологическим графиком диспетчера. При этом коэффициент загрузки специалистов получается максимальным, так как они не теряют времени, ожидая, когда другие специалисты освободят «узкие» места. Выполнив работу на одном самолете, они предъявляют ее для пооперационного контроля и переходят на следующий по потоку самолет. Работая по поточно-узловому методу с применением диспетчерского графика, основанного на точном расчете рабочего времени, инженерно-технический состав ТЭЧ находит и приводит в действие новые резервы повышения производительности труда и качества регламентных работ.

Рассмотренные поточные методы позволяют поставить на научную основу всю организацию труда в ТЭЧ. Но при современном уровне развития авиационной техники обычные методы планирования уже не позволяют оценить все

взаимосвязи между специалистами различных групп и степень их воздействия на процесс подготовки в целом. Это, в свою очередь, не дает возможности принять оптимальное решение при распределении сил и средств. Эффективным средством в руках инженера при организации отдельных видов подготовки, регламентных и ремонтных работ на авиационной технике является метод сетевого планирования и управления — СПУ [5]. В СССР работы по сетевому планированию в промышленности начались в 1961—1962 гг. и в настоящее время получили широкое распространение. Метод СПУ облегчает составление оптимальных технологических графиков, вскрывая резервы времени. СПУ позволяет из всего комплекса работ и операций выбрать для особого контроля те (так называемые критические работы), которые определяют общий срок подготовки или ремонта. Количество таких работ не превышает 10—15% всех планируемых работ, что позволяет руководящему инженерно-техническому составу сосредоточить свое внимание на них и при необходимости использовать имеющийся у них резерв сил и средств.

Техническая документация. Для изучения конструкции, правил эксплуатации и ремонта, а также для учета работы и состояния авиационной техники к самолетам (или группе самолетов) прилагается эксплуатационная и ремонтная техническая документация. Эксплуатационная документация включает технические описания, инструкции по эксплуатации, единые регламенты и технологии регламентных работ, формуляры (паспорта), схемы и бюллетени изменений. Учет работ по инженерно-авиационной службе проводится по установленным формам, к которым относится, например, журнал подготовки самолета к полетам.

Журнал подготовки самолета к полетам является одним из основных документов. Он включает Контрольные листы подготовки самолета к полетам. Контрольный лист подготовки самолета к полетам оформляется один на весь летный день (ночь) и свидетельствует о том, что самолет подготовлен для выполнения полетов в соответствии с полетным заданием и требованиями действующей технической документации.

Выполнение предварительной, предполетной и послеполетной подготовок (отдельно по всем специальностям) и контроль их качества фиксируется росписью исполнителя и лица, контролировавшего подготовку, в соответствующих разделах контрольных листов.

Неисправности, выявленные при проведении подготовок самолета, записываются в приложении к контрольным листам. Здесь же делаются заметки о всех дополнительных работах и целевых осмотрах.

В контрольном листе помимо отметок о выполнении подготовок и передачи самолетов второй смене фиксируются

данные о заправке и снаряжении самолета, дается разрешение на полет согласно заданию, а также производится запись летным составом о всех отказах и неисправностях авиационной техники, замеченных в полете.

§ 13.5. ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ В ПРОЦЕССЕ ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Высокая надежность авиационной техники в пределах технического ресурса является одним из основных условий, определяющих эффективность ее применения и безаварийность полетов.

Обычно затраты на эксплуатацию летательных аппаратов во много раз превышают затраты на их проектирование и производство. В иностранной печати часто можно встретить сообщения о том, что стоимость эксплуатации радиоэлектронной аппаратуры в 10—100 раз больше стоимости ее разработки и изготовления.

Вполне понятно, что выгоднее затратить значительные усилия на создание надежных устройств, чем пытаться поддерживать работоспособность уже изготовленной недостаточно надежной аппаратуры. Тем не менее и в области эксплуатации могут быть проведены очень важные мероприятия по повышению надежности авиационной техники. Кроме того, ряд мероприятий по повышению надежности авиационной техники при проектировании и производстве ее может быть осуществлен лишь на основе эксплуатационных данных.

Особенно важную роль в обеспечении надежности авиационной техники, предупреждении отказов и летных происшествий, имеют регламентные и профилактические работы, выполняемые инженерно-техническим составом в процессе эксплуатации.

Если поставить какое-то количество элементов оборудования на испытания для определения его надежности и не проводить при этом никаких проверок, регламентных и профилактических работ, то элементам оборудования будет присуща какая-то максимальная интенсивность отказов λ , минимальное среднее время безотказной работы $T_{ср}$ и минимальная функция надежности P . С другой стороны, если бы в процессе работы оборудования можно было бы получать непрерывную информацию о состоянии его элементов в целях своевременного обнаружения признаков возможных отказов, производить замену или ремонт таких элементов при рабочем состоянии оборудования, т. е. без его выключения или без нарушения боеспособности, то в этом случае можно было бы достигнуть минимального значения интенсивности отказов ($\lambda \rightarrow 0$) и надежности, близкой к единице. Однако

практически это невыполнимо. Большая часть авиационного оборудования в настоящее время не может быть подвергнута профилактике в рабочем состоянии; проведение этих работ требует обязательного выключения оборудования.

Изменение надежности элементов оборудования летательного аппарата после выпуска их с завода-изготовителя можно представить в виде графика, изображенного на рис. 13.10. Постепенное снижение надежности с течением времени (пунктирная линия на рис. 13.10) обусловлено ухудшением состояния элементов оборудования вследствие необ-

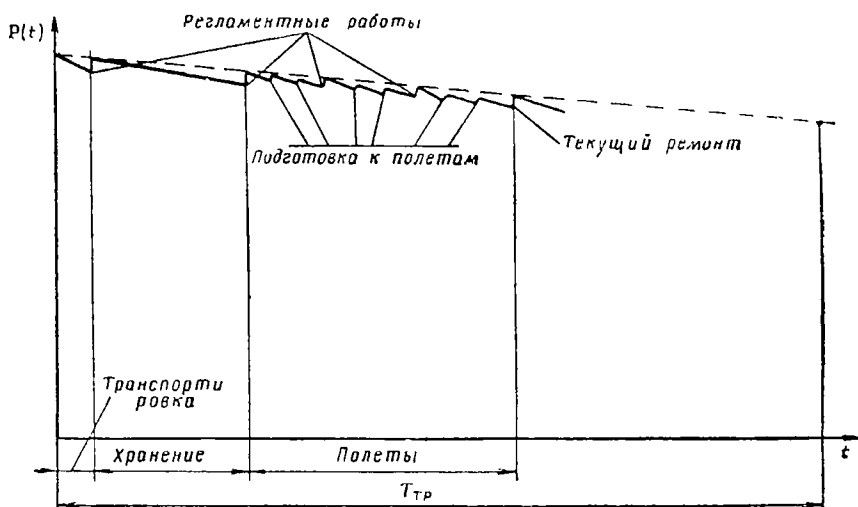


Рис. 13.10. Изменение надежности элементов оборудования после выпуска их с завода-изготовителя

ратимых изменений некоторых параметров и изменений, которые не могут быть обнаружены при контроле.

При транспортировке надежность элементов оборудования уменьшается из-за вибраций, ударных нагрузок и других воздействий. Проверка элементов, регулировка их и устранение обнаруженных неисправностей после транспортировки дают возможность восстановить надежность почти до первоначального уровня. Во время хранения элементов оборудования также наблюдается изменение его надежности и, следовательно, после хранения также необходимо контролировать состояние элементов и выполнять регулировки для восстановления надежности.

При полетах состояние элементов оборудования летательных аппаратов ухудшается в результате более интенсивного воздействия как внешних, так и внутренних физических факторов. Известно, что интенсивность отказов во мно-

го раз выше у работающих агрегатов, чем у неработающих. Частичный контроль состояния элементов оборудования при подготовке летательного аппарата способствует повышению надежности, но ограниченные возможности существующих способов контроля не обеспечивают повышения надежности до наибольшего возможного значения, и вследствие этого периодически проводятся регламентные работы.

Для обоснования проведения мероприятий по предупреждению отказов важно знать, на каком этапе подготовки и применения они обнаружены. В настоящее время наблюдается примерно следующее распределение отказов на самолетах по времени их обнаружения (табл. 13.2).

Таблица 13.2

Распределение отказов на самолетах по времени их обнаружения

Время обнаружения отказа	Доля обнаруженных отказов, %
В полете	10—12
Предварительная и послеполетная подготовка	38—45
Предполетная подготовка	4—6
Подготовка к повторному полету	20—25
Парковые дни	9—10
Регламентные работы	9—12

Приведенные данные показывают, что примерно 20% отказов, встречающихся на самолетах, обнаруживается только при проведении регламентных работ и парковых дней и не вскрывается при послеполетных осмотрах. Это указывает на недостаточную глубину и объективность оценки состояния техники на этих этапах ее подготовки. Значительная доля отказов авиационной техники в полете (10—12%) требует также разработки и внедрения методов прогнозирования отказов. Пользуясь данными прогнозирования, можно своевременно заменять ненадежные агрегаты, предупреждая этим появление отказов. Однако прогнозирование в основном может быть применено для тех элементов, у которых выявлен закономерный характер накопления качественных изменений.

Наибольшее распространение имеет статистический метод прогнозирования. Сущность его состоит в определении среднего времени безотказной работы агрегатов и нахождении по этому времени календарных сроков их замены. Прогнозировать отказы можно также путем сравнения основных параметров, характеризующих работу агрегата (системы). При последовательных измерениях

определяют скорость изменения параметров n , экстраполируя, находят время выхода параметров из норм технических условий или эксплуатационных допусков. Наконец, прогнозировать отказы можно путем выполнения так называемых граничных испытаний, которые проводятся в режимах, отличных от режима обычной эксплуатации. Эти режимы выбираются такими, чтобы искусственно создавались условия ра-

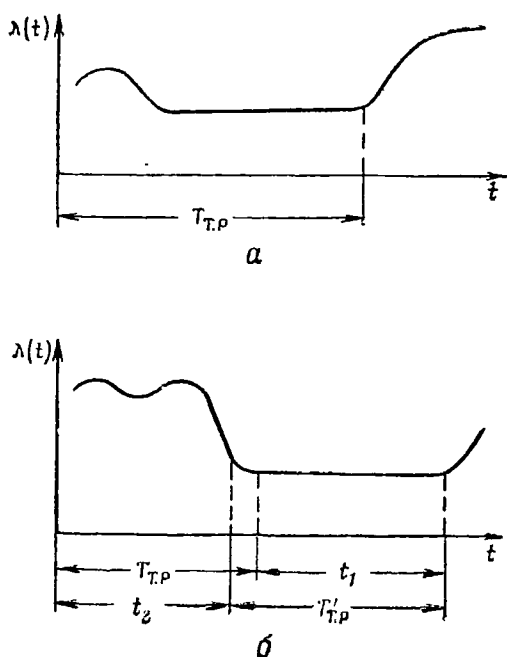


Рис. 13.11. Кривые интенсивности отказов для двух агрегатов

боты агрегатов, в которых они будут работать при большой наработке. В процессе граничных испытаний по изменению параметра в зависимости от времени судят о надежности агрегата.

Повышение надежности авиационной техники достигается не только точным и своевременным выполнением установленных правил и норм эксплуатации, но и применением научно обоснованных методов эксплуатации. Так, например, в процессе эксплуатации часто бывает необходимо дать оценку правильности установления технического ресурса отдельным агрегатам, системам или всему летательному аппарату в целом. На основании характеристик частоты или интенсивности отказов можно весьма обоснованно оценить

правильность установления ресурса и возможности его продления.

На рис. 13.11 приведены кривые интенсивности отказов для двух агрегатов. Установленный технический ресурс обозначен $T_{т.р.}$. Анализ этих характеристик показывает, что для агрегата, интенсивность отказов которого характеризуется кривой, изображенной на рис. 13.11, а, ресурс установлен правильно. Для второго агрегата (рис. 13.11, б) ограничение срока службы периодом $T_{т.р.}$ нецелесообразно. Ресурс этого агрегата может быть продлен на время t_1 . Для агрегатов, имеющих подобную характеристику, следует рекомендовать

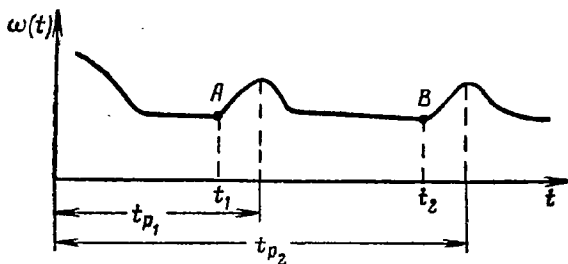


Рис. 13.12. Установление сроков выполнения регламентных работ по средней частоте отказов

проведение предварительной тренировки продолжительностью t_2 и установление ресурса в пределах времени $T'_{т.р.}$.

Построение кривых изменения частоты отказов по времени эксплуатации для сложных систем, имеющих большой технический ресурс, позволяет оценить правильность установленных сроков проведения регламентных работ.

В случае установления излишне длительного периода между выполнением регламентных работ после некоторого времени эксплуатации будет наблюдаться повышение частоты отказов. Это указывает на необходимость смещения срока проведения регламентных работ на более ранний период. На рис. 13.12 приведена кривая средней частоты отказов системы со сроками выполнения регламентных работ при наработке системы t_{p1} и t_{p2} . Анализ приведенной кривой показывает, что нужно было бы выполнять регламентные работы в сроки t_1 и t_2 , соответствующие точкам A и B, т. е. раньше, чем это делается в действительности.

Таким образом, знание характеристик надежности может оказать большую помощь в правильном решении задач, имеющих важное практическое значение для повышения надежности и более эффективного использования авиационной техники. Количественная оценка надежности по результатам эксплуатации изделий или проведенных испытаний позволяет

проверить соответствие объектов, поступающих на вооружение, предъявляемым к ним тактико-техническим требованиям по надежности.

При эксплуатации авиационной техники большую роль играет накопленный опыт. Опыту эксплуатации, его изучению и обобщению всегда уделялось много внимания. Однако вплоть до последнего времени изучение опыта эксплуатации было проникнуто стремлением использовать полученные результаты немедленно для повседневных нужд частей и соединений. Значительную часть опыта эксплуатации составляли организационно-технические мероприятия по повышению надежности находящихся на вооружении образцов авиационной техники. В настоящее время этих мероприятий уже становится недостаточно. Жизнь требует, чтобы помимо данных, используемых для решения задач сегодняшнего дня, опыт эксплуатации давал данные для создания будущих надежных устройств.

Почти все мероприятия по повышению надежности авиационной техники в процессе ее проектирования и производства исходят из данных о поведении деталей и отдельных узлов в процессе эксплуатации. Обобщение данных по эксплуатации какого-либо определенного устройства в целом не всегда имеет ценность, так как в результате быстрого прогресса техники оно часто замещается другим, более совершенным. Узлы и детали меняются реже. Изучение особенностей их поведения дает возможность использовать накопленные данные при проектировании будущих устройств.

Данные лабораторных испытаний не могут заменить эксплуатационных данных. Повседневная эксплуатация в строевых частях ВВС представляет недостижимый по своим масштабам в лабораторных условиях эксперимент. От количества и качества этих данных зависит надежность вновь создаваемых образцов вооружения. На современном этапе требуются в основном следующие данные:

- 1) λ -характеристики различных элементов, работающих в типичных условиях эксплуатации;

- 2) влияние режимов работы и внешних условий на интенсивность выхода из строя различных элементов;

- 3) полная характеристика условий применения объектов авиационной техники.

В настоящее время первичной информацией о неисправностях, выявленных на авиационной технике, является карточка неисправности. Карточка составляется на каждую неисправность, появившуюся в процессе эксплуатации, независимо от того, по чьей вине она произошла.

В тех случаях, когда неисправность элемента явилась следствием выхода из строя нескольких деталей, а выход из строя каждой детали произошел независимо, то на каждую

из них составляется карточка. Если происходит отказ нескольких элементов вследствие выхода из строя одного, составляется одна карточка на элемент, явившийся причиной выхода из строя остальных.

Карточка оформляется также и в том случае, когда неисправность произошла из-за разрегулирования изделия, а работоспособность его восстановлена без замены и ремонта деталей.

Наряду с обязательным составлением карточки на каждую неисправность немаловажную роль играет достоверность данных, вносимых при ее заполнении. Необходимо помнить, что с какой бы скрупулезной тщательностью впоследствии статистические данные не обрабатывались всеми известными способами теории вероятностей, результат их будет неверным, если первичные данные недостоверны. В связи с этим правильности заполнения и оформления карточки придается большое значение.

Таким образом, опыт эксплуатации должен использоваться при проектировании и производстве объектов авиационной техники, а результаты работы конструкторов и производителей — для совершенствования методов эксплуатации. Важно, чтобы организационные формы взаимной связи обеспечивали быстроту и объективность информации.

В заключение следует отметить, что применяемые в настоящее время средства и методы контроля авиационной техники требуют еще больших затрат времени и труда высококвалифицированных специалистов, что снижает боеготовность проверяемых систем и делает дороже их техническую эксплуатацию. Кроме того, сами системы контроля, являясь технически менее совершенными, чем проверяемое оборудование, не обеспечивают объективного контроля, быстрого поиска неисправностей и поддержания надежности на необходимом уровне. Только комплексная автоматизация всех процессов контроля состояния оборудования летательных аппаратов позволит создать рациональную систему эксплуатации, обеспечивающую высокую степень надежности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационные электрические машины. Под редакцией Бобова К. С. Издание ВВИА им. Жуковского.
2. Авиационное оборудование самолетов и его техническая эксплуатация. Под редакцией Ильина В. М. Воениздат, 1961.
3. Автоматическая проверка оборудования самолетов и ракет. Сборник статей под редакцией проф. Боднера В. А. Изд-во иностр. лит., 1962.
4. Авиационные аккумуляторы. Изд-во Машиностроение, 1965.
5. Акиншеев А. Е. Сетевой метод в подготовке авиационной техники. «Авиация и космонавтика», 1966, № 6.
6. Алексеев В. И. Авиационная инфракрасная техника и светотехника. Издание ВВИА им. Жуковского.
7. Алексеев Г. Н. Непосредственное превращение различных видов энергии в электрическую и механическую. Госэнергоиздат, 1963.
8. Аристов Е. М. Физические величины и единицы их измерения. Судпромгиз, 1963.
9. Балагуров В. А., Галтеев Ф. Ф., Гордон А. В., Ларионов А. Н. Проектирование электрических аппаратов авиационного электрооборудования. Оборонгиз, 1962.
10. Бертинов А. И. Авиационные электрические генераторы. Оборонгиз, 1959.
11. Бертинов А. И. Электрические машины авиационной автоматики. Оборонгиз, 1961.
12. Борисов К. Н. Основы авиационного электропривода. Оборонгиз, 1962.
13. Бокшицкий Л. В., Шумихин В. А. Авиационные преобразователи электрической энергии. Издание МЭИ.
14. Бокшицкий Л. В. Системы электрического запуска авиационных двигателей. Издание МЭИ.
15. Бокшицкий Л. В. Эксплуатационная надежность и методы автоматического контроля состояния авиационного оборудования. Издание МЭИ.
16. Брускин Д. Э. Электрооборудование самолетов. Госэнергоиздат, 1956.
17. Брускин Д. Э., Бокшицкий Л. В., Коккин Н. А. Авиационный электропривод. Издание МЭИ.
18. Варшавский А. С., Николаев А. Д., Полонский Ш. Б., Яковлев В. М. Авиационный электропривод. Воениздат, 1962.
19. Власов Г. Д. Проектирование систем электроснабжения летательных аппаратов. Изд-во Машиностроение, 1967.
20. Гогин Ю. А. Электрическое оборудование летательных аппаратов. Воениздат, 1960.

21. Давидов П. Д., Морозовский В. Т., Нагорский В. Д. Электрооборудование летательных аппаратов. Издание ВВИА им. Жуковского.
22. Дружинин Г. В. Надежность устройств автоматики. Изд-во Энергия, 1964.
23. Журавлев А. А., Мазель К. Б. Преобразователи постоянного напряжения на транзисторах. Энергия, 1964.
24. Петров Г. Н. Электрические машины. Изд-во Энергия, 1968.
25. Иосифьян А. Г., Каган Б. М. Основы следящего привода. Госэнергоиздат, 1954.
26. Исаев Э. А. Полупроводниковые преобразователи напряжения. Воениздат, 1962.
27. Красношарпка М. М. Основные параметры и характеристики авиационных инверторов. Издание ВВИА им. Жуковского, 1948.
28. Красношарпка М. М. Электромашинная система для одновременного генерирования переменного тока стабильной частоты и постоянного тока при широко изменяющейся скорости вращения. Труды КВИАВУ, выпуск 10.
29. Красношарпка М. М. Электроэнергетические системы летательных аппаратов. Издание КВИАВУ.
30. Крауз С. В., Синдеев И. М., Захаров А. В. Основы технической эксплуатации оборудования летательных аппаратов. Издание ВВИА им. Жуковского.
31. Кулебакин В. С., Морозовский В. Т., Синдеев И. М. Электроснабжение самолетов. Оборонгиз, 1956.
32. Кулебакин В. С., Нагорский В. Д. Электропривод самолетных агрегатов и механизмов. Оборонгиз, 1958.
33. Кулебакин В. С., Синдеев И. М., Давидов П. Д., Федоров Б. Ф. Электрические системы зажигания, обогрева и освещения самолетов. Оборонгиз, 1960.
34. Кулебакин В. С., Нагорский В. Д., Воскресенский Ю. Е. Полупроводники в автоматике. Изд-во АН СССР, 1963.
35. Куприн Б. В., Рунов К. Д. Электрификация летательных аппаратов. Раздел III. Проектирование и расчет авиационных угольных регуляторов напряжения. Издание ВВИА им. Жуковского.
36. Куренков А. А., Яновский В. И. Электропривод летательных аппаратов. Издание ЛК ВВИА.
37. Лабунцов В. А., Ривкин Г. А., Шевченко Г. И. Автономные тиристорные инверторы. Изд-во Энергия, 1967.
38. Ларнонов А. Н. Применение электричества в авиации и автотранспорте. Госэнергоиздат, 1954.
39. Морозовский В. Т., Рунов К. Д. Электроэнергетические системы летательных аппаратов. Издание ВВИА им. Жуковского.
40. Нагорский В. Д., Давидов П. Д. Автоматизированный электропривод на летательных аппаратах. Издание ВВИА им. Жуковского.
41. Наставление по инженерно-авиационной службе авиации Вооруженных Сил.
42. Нечаев Ю. Н. Входные устройства сверхзвуковых самолетов. Воениздат, 1963.
43. Никитина Л. М. Световое оборудование зарубежных самолетов (обзор). Издание ГНИИ ГВФ.
44. Основы электрооборудования самолетов и автомашин. Под редакцией Ларнонова А. Н. Госэнергоиздат, 1955.
45. Пастухов Д. И. Электроснабжение летательных аппаратов. Издание МЭИ.
46. Пнотровский Л. М. Электрические машины. Госэнергоиздат, 1949.
47. Рунов К. Д. Защита электросистем переменного тока летательных аппаратов. Издание ВВИА им. Жуковского.

48. Рунов К. Д. Химические источники тока летательных аппаратов. Издание ВВИА им. Жуковского.
49. Рунов К. Д. Руководство к лабораторным работам по курсу «Электрические системы летательных аппаратов» (Выпуск II): Издание ВВИА им. Жуковского.
50. Сагайдачных Г. М. Вопросы эксплуатационной надежности авиационной техники. Издание ВВИА им. Жуковского.
51. Синдеев И. М. К вопросу о синтезе логических схем для поиска неисправностей и контроля состояния сложных систем. Известия АН СССР. Отделение технических наук, «Техническая кибернетика», 1963, № 2.
52. Соломонов П. А. Вопросы надежности авиационной техники. Воениздат, 1965.
53. Сомик В. В., Коньков Н. Г. Автомат проверяет самолет и ракету. Воениздат, 1967.
54. Синдеев И. М., Захаров А. В., Крауз С. В., Константинов В. Д. Основы технической эксплуатации авиационного оборудования (лекции). Издание ВВИА им. Жуковского.
55. Самолетные и аэродромные световые приборы. Машиностроение, 1964.
56. Хасаев О. И. Транзисторные преобразователи напряжения и частоты. Изд-во Наука, 1966.
57. Чиликин М. Г. Общий курс электропривода. Энергия, 1965.
58. Шумихин В. А., Коккин Н. А. Передача и распределение электрической энергии на летательных аппаратах. Светотехническое оборудование. Издание МЭИ.
59. Электроавтоматика и электрооборудование танков. Под редакцией Белоновского А. С.
-

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Глава 1. Основные вопросы электрификации летательных аппаратов	5
§ 1.1. Назначение и роль электрооборудования летательных аппаратов и краткий обзор его развития	—
§ 1.2. Род тока и величина напряжения бортовой сети	9
§ 1.3. Основные элементы электрооборудования летательных аппаратов	15
§ 1.4. Особенности условий работы электрооборудования летательных аппаратов	16
§ 1.5. Основные тактико-технические требования к электрооборудованию летательных аппаратов	19
Глава 2. Химические источники тока летательных аппаратов	26
§ 2.1. Общие сведения	—
§ 2.2. Принцип действия свинцового аккумулятора	27
§ 2.3. Типы свинцовых аккумуляторных батарей и их основные технические данные	29
§ 2.4. Устройство свинцовых аккумуляторных батарей	31
§ 2.5. Электролит свинцовых аккумуляторов и его приготовление	37
§ 2.6. Характеристики свинцовых аккумуляторов	39
§ 2.7. Основные неисправности аккумуляторов	49
§ 2.8. Заряд аккумуляторных батарей	53
§ 2.9. Определение степени разряженности аккумуляторных батарей	55
§ 2.10. Правила технической эксплуатации свинцовых аккумуляторных батарей	57
§ 2.11. Принцип действия и конструкция серебряно-цинковых аккумуляторов	58
§ 2.12. Характеристики серебряно-цинковых аккумуляторов	61
§ 2.13. Заряд серебряно-цинковых аккумуляторов и определение степени разряженности	64
§ 2.14. Основные правила технической эксплуатации серебряно-цинковых аккумуляторных батарей	66
§ 2.15. Кадмиево-никелевые аккумуляторы	67
§ 2.16. Топливные элементы	69
Глава 3. Авиационные генераторы	74
§ 3.1. Основные данные и особенности авиационных генераторов постоянного тока	—
§ 3.2. Электрическая схема внутренних соединений генераторов	76
§ 3.3. Элементы конструкции генераторов	78
§ 3.4. Охлаждение генераторов	82
§ 3.5. Привод генераторов	86
§ 3.6. Стартер-генераторы	88
§ 3.7. Электрические характеристики генераторов	91
§ 3.8. Основные правила технической эксплуатации генераторов	95
§ 3.9. Применение генераторов переменного тока	98
§ 3.10. Основные данные авиационных генераторов переменного тока и их конструктивные особенности	99
§ 3.11. Возбуждение генераторов	100
§ 3.12. Характеристики генераторов переменного тока	102
§ 3.13. Основные правила технической эксплуатации синхронных генераторов	103
§ 3.14. Бесконтактные генераторы	104

	Стр.
Глава 4. Системы генерирования переменного тока стабильной частоты	107
§ 4.1. Методы получения переменного тока постоянной частоты	—
§ 4.2. Некоторые системы с приводом постоянной скорости вращения	108
§ 4.3. Системы с переменной скоростью вращения — постоянной частоты	114
§ 4.4. Системы преобразователей частоты с выпрямлением и инвертированием	116
§ 4.5. Системы с непосредственным преобразованием на базе тиристорного преобразователя частоты с переменным углом управления	119
§ 4.6. Системы с модуляцией частоты в генераторе с последующей коммутацией модулированного напряжения (схема профессора Брускина Д. Э.)	129
Глава 5. Стабилизация напряжения авиационных генераторов	141
§ 5.1. Способы регулирования напряжения авиационных генераторов	—
§ 5.2. Регулирование напряжения с помощью вибрирующих контактов	142
§ 5.3. Принцип действия вибрационного регулятора напряжения	145
§ 5.4. Принципиальная схема регулятора напряжения с ускоряющим сопротивлением и выравнивающей обмоткой	147
§ 5.5. Условия работы контактов регулятора напряжения	149
§ 5.6. Регулятор напряжения реостатного типа с плавным изменением сопротивления	150
§ 5.7. Принципиальная схема устройства угольного регулятора напряжения	152
§ 5.8. Способы повышения устойчивости работы угольного регулятора напряжения в переходных режимах	157
§ 5.9. Способы повышения точности регулирования напряжения авиационных генераторов	162
§ 5.10. Центральные корректоры напряжения	168
§ 5.11. Регулирование напряжения генераторов переменного тока	171
§ 5.12. Транзисторные регуляторы напряжения	174
§ 5.13. Техническое обслуживание угольных регуляторов	183
Глава 6. Параллельная работа авиационных генераторов постоянного тока	185
§ 6.1. Необходимые условия для параллельной работы генераторов	—
§ 6.2. Схема включения генераторов на параллельную работу и роль уравнильных обмоток	187
§ 6.3. Влияние различных параметров схемы на распределение тока нагрузки между параллельно работающими генераторами	189
§ 6.4. Настройка параллельной работы и эксплуатация параллельно работающих генераторов	194
Глава 7. Передача и распределение электрической энергии на летательных аппаратах	197
§ 7.1. Классификация электрических сетей	—
§ 7.2. Основные технические требования к электрической сети и пути их реализации	206
§ 7.3. Элементы системы передачи и распределения электрической энергии	208

§ 7.4.	Изображение схем электрических сетей летательных аппаратов	228
§ 7.5.	Техническая эксплуатация электрических сетей	231
Глава 8.	Защита авиационных генераторов	233
§ 8.1.	Аварийные режимы в электроэнергетических системах летательных аппаратов	—
§ 8.2.	Защита генераторов постоянного тока от обратных токов	236
§ 8.3.	Основные правила технической эксплуатации дифференциальных минимальных реле	245
§ 8.4.	Защита генераторов постоянного тока от перевозбуждения	—
§ 8.5.	Защита генераторов постоянного тока от токов короткого замыкания	249
§ 8.6.	Защита генераторов переменного тока от перегрузки и коротких замыканий	—
§ 8.7.	Защита генераторов переменного тока от повышения напряжения	253
§ 8.8.	Защита генераторов переменного тока от понижения частоты	255
Глава 9.	Авиационные преобразователи электрической энергии	258
§ 9.1.	Электромашинные преобразователи постоянного тока в переменный	259
§ 9.2.	Статические (транзисторные) преобразователи постоянного тока в переменный	295
§ 9.3.	Преобразователи переменного тока в постоянный	303
§ 9.4.	Радиоумформеры, статические преобразователи напряжения постоянного тока и трансформаторы (авто-трансформаторы)	307
§ 9.5.	Краткие сведения по технической эксплуатации электромашинных и статических преобразователей	310
Глава 10.	Авиационный электропривод	312
§ 10.1.	Основные положения механики авиационных электроприводов	—
§ 10.2.	Авиационные электродвигатели постоянного тока	320
§ 10.3.	Авиационные электродвигатели переменного тока	328
§ 10.4.	Авиационные электромагниты	332
§ 10.5.	Элементы авиационных электроприводов	334
§ 10.6.	Управление электроприводами	347
§ 10.7.	Регулирование скорости вращения электродвигателей с помощью полупроводниковых приборов	355
§ 10.8.	Системы электрического привода агрегатов и механизмов летательных аппаратов	360
§ 10.9.	Общие сведения о следящем электрическом приводе	378
§ 10.10.	Линейный следящий электропривод с пропорциональным управлением	384
§ 10.11.	Следящий электропривод в системе бустерного управления стабилизатором самолета	399
§ 10.12.	Система управления входным устройством ТРД	408
Глава 11.	Системы электрического запуска авиационных двигателей	420
§ 11.1.	Общие сведения	—
§ 11.2.	Особенности запуска авиационных двигателей	422
§ 11.3.	Электрические стартеры для запуска газотурбинных авиадвигателей	432
§ 11.4.	Методы управления электрическими системами запуска газотурбинных авиадвигателей	437

	Стр.
§ 11.5. Назначение, классификация и основные характеристики систем зажигания	445
§ 11.6. Авиационные свечи	448
§ 11.7. Высоковольтные искровые системы зажигания	452
§ 11.8. Низковольтные системы зажигания со свечами поверхностного разряда	457
§ 11.9. Автоматизированные системы запуска газотурбинных авиадвигателей с электрическими стартерами прямого действия	461
§ 11.10. Системы запуска газотурбинных авиадвигателей с турбостартерами	466
§ 11.11. Управление форсажным режимом работы ТРД	472
§ 11.12. Краткие сведения по технической эксплуатации основных элементов пусковых устройств	474
Глава 12. Светотехнические средства и обогревательные устройства летательных аппаратов	479
§ 12.1. Источники излучения	480
§ 12.2. Внутреннее освещение	482
§ 12.3. Внутренняя световая сигнализация	490
§ 12.4. Наружная световая сигнализация	492
§ 12.5. Посадочное и рулевое освещение	498
§ 12.6. Техническая эксплуатация светотехнических средств	500
§ 12.7. Электрообогревательные и противообледенительные устройства летательных аппаратов	501
Глава 13. Специальные вопросы эксплуатации авиационного оборудования	516
§ 13.1. Основные определения и характеристики надежности	—
§ 13.2. Понятие о расчете надежности	531
§ 13.3. Пути повышения надежности	534
§ 13.4. Методы и организационные формы эксплуатации авиационной техники	540
§ 13.5. Повышение надежности авиационной техники в процессе ее эксплуатации	547
Литература	554

*Бокшицкий Леонид Владимирович, Брускин Давид Эмануилович,
Пастухов Дмитрий Ильич, Шумихин Владислав Артемьевич*

Автоматическое и электрическое оборудование летательных аппаратов

Под наблюдением редактора инженер-полковника *Дружининского М. В.*

Технический редактор *Коновалова Е. К.*

Корректор *Минаева И. П.*

Сдано в набор 30.9.68

Г-67594

Подписано к печати 16.5.69

Формат бумаги 60×90¹/₁₆ — 35 п. л. 35 усл. п. л. 34,564 уч.-изд. л.

Бумага № 2

Изд. № 7/1526

Бесплатно

Зак. 2050

Ордена Трудового Красного Знамени

Военное издательство Министерства обороны СССР, Москва, К-160

2-я типография Воениздата, Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10

Бесплатно